

VŠB – Technická univerzita Ostrava

Fakulta strojní

Ústav letecké dopravy

Elektropohon UAV napájený fotovoltaickým zdrojem

Electro UAV with Photovoltaic Source

Student

Bc. Jakub Homola

Vedoucí diplomové práce

Ing. František Martinec, CSc.

Ostrava 2011

Zadání diplomové práce

Student: **Bc. Jakub Homola**
Studijní program: N2301 Strojní inženýrství
Studijní obor: 2301T003 Dopravní technika a technologie
Specializace: 40 Letecká doprava
Téma: Elektropohon UAV napájený fotovoltaickým zdrojem
Electro UAV with Photovoltaic Source

Zásady pro vypracování:

1. Analýza elektropohonů pro UAV
2. Výběr elektropohonů pro dvumotorový UAV
3. Analýza možnosti využití fotovoltaických zdrojů pro využití na UAV
4. Energetická bilance UAV s elektropohonem a fotovoltaickým zdrojem
5. Návrh fotovoltaických zdrojů a pohonů pro UAV

DP musí v rámci úvodu obsahovat kapitulu se stanovením cílů práce a v závěru zhodnocení dosažených cílů.

Seznam doporučené odborné literatury:

Adamčík, F. Základy leteckých elektrických pohonů I a II. Košice. 1990
Švarc, V., Singule, V., Elektroenergetické systémy letadel. Brno: VAAZ Brno. 1982
<http://www.czrea.org/cs/druhy-oze/fotovoltaika>
<http://www.solartec.cz/cs/fv-systemy/o-fotovoltaice/fotovoltaika.html>

Formální náležitosti a rozsah diplomové práce stanoví pokyny pro vypracování zveřejněné na webových stránkách fakulty.

Vedoucí diplomové práce: **Ing. František Martinec, CSc.**

Datum zadání: 17.12.2010

Datum odevzdání: 23.05.2011



doc. Ing. Vladimír Smrž, Ph.D.
vedoucí katedry

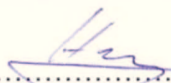


prof. Ing. Radim Farana, CSc.
děkan fakulty

Prohlášení studenta

Prohlašuji, že jsem celou diplomovou práci včetně příloh vypracoval samostatně pod vedením vedoucího diplomové práce a uvedl jsem všechny použité podklady a literaturu.

V Ostravě 14. 5. 2011


.....


podpis studenta

Prohlašuji, že

- jsem byl seznámen s tím, že na moji diplomovou práci se plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb., autorský zákon, zejména § 35 – užití díla v rámci občanských a náboženských obřadů, v rámci školních představení a užití díla školního a § 60 – školní dílo.
- beru na vědomí, že Vysoká škola báňská – Technická univerzita Ostrava (dále jen „VŠB-TUO“) má právo nevýdělečně ke své vnitřní potřebě diplomovou práci užít (§ 35 odst. 3).
- souhlasím s tím, že diplomová práce bude v elektronické podobě uložena v Ústřední knihovně VŠB-TUO k nahlédnutí a jeden výtisk bude uložen u vedoucího diplomové práce. Souhlasím s tím, že údaje o kvalifikační práci budou zveřejněny v informačním systému VŠB-TUO.
- bylo sjednáno, že s VŠB-TUO, v případě zájmu z její strany, uzavřu licenční smlouvu s oprávněním užít dílo v rozsahu § 12 odst. 4 autorského zákona.
- bylo sjednáno, že užít své dílo – diplomovou práci nebo poskytnout licenci k jejímu využití mohu jen se souhlasem VŠB-TUO, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly VŠB-TUO na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše).
- beru na vědomí, že odevzdáním své práce souhlasím se zveřejněním své práce podle zákona č. 111/1998 Sb., o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších předpisů, bez ohledu na výsledek její obhajoby.

V Ostravě: 17.5.2011


.....
podpis

Jméno a příjmení autora práce: Jakub Homola

Adresa trvalého pobytu autora práce: Lavičky 108, Velké Meziříčí 594 01

Anotace Diplomové práce

Homola, J., Elektropohon UAV napájený fotovoltaickým zdrojem, Ostrava: Institut dopravy, Fakulta strojní, VŠB – Technická univerzita Ostrava, 2011, 79 stran, Diplomová práce Vedoucí práce: Ing. František Martinec, CSc.

Diplomová práce se zabývá možnostmi použití fotovoltaických zdrojů v provozu bezpilotních létajících prostředků. V první části diplomová práce popisuje historii a vývoj UAV pohaněného solární energií. Dále pak je provedena analýza možností aplikace elektropohonu UAV napájeného fotovoltaickým zdrojem. Druhá část zavádí matematické vzorce pro výpočet energetické a hmotnostní bilance. Závěrečná část navrhuje fotovoltaické zdroje a elektropohony pro UAV na základě spočítaných závislostí potřebných výkonů a velikostí UAV.

Abstract

Homola, J., Electro UAV with Photovoltaic Source, Ostrava, Institute of Transport, Faculty of Engineering, VSB - Technical University of Ostrava, 2011, 79 pages, Supervisor: Ing. Frantisek Martinec, CSc.

This thesis is based upon the application alternatives of the photo-voltaic cells in the service of unmanned aerial vehicles. The first part is focused on the history and development of the solar power propelled unmanned aerial vehicles worldwide and analysis of the photo-voltaic cell propelled electric UAV application possibilities. The second part introduces mathematical formulas for energy and mass balance calculation. The final part of this thesis suggests usable photovoltaic cells and electro propulsions for real UAV, basing on calculated dependences of the needed power and UAV mass.

Obsah

Obsah.....	6
Seznam použitých zkratk.....	8
Cíl diplomové práce	10
1 Úvod.....	11
2 Možnosti využití fotovoltaických zdrojů pro UAV	12
2.1 Historie UAV s fotovoltaickým zdrojem energie	12
2.2 Sluneční záření.....	17
2.3 Fotovoltaika	19
2.4 Solární článek.....	19
2.5 Využití solární energie pro pohon UAV	25
3 Elektropohon pro UAV	27
3.1 Skladování energie	27
3.2 Elektrochemické baterie.....	28
3.3 Palivové články	38
3.4 Měnič napětí.....	40
3.5 Elektrický motor.....	41
3.6 Vrtule.....	43
4 Energetická bilance UAV s elektropohonem a fotovoltaickým zdrojem.....	45
4.1 Úvod.....	45
4.2 Aerodynamika křídla.....	45
4.3 Princip zapojení solárních panelů na UAV	47
4.4 Koncepční návrh určování energetické bilance	48
4.5 Energetická bilance	50
4.6 Výpočet potřebné energie	50
4.7 Model slunečního záření	51
4.8 Výpočet solární energie.....	53
4.9 Hmotnostní bilance	54
4.10 Plošné zatížení.....	57
4.11 Způsoby zvýšení výkonu solárního systému UAV	61
5 Fotovoltaické zdroje a pohony pro UAV	66

5.1	Návrh pohonu a zdroje fotovoltlaické energie pro UAV	71
6	Závěr.....	76
	Hodnocení cílů	77
	Zdroje	78

Seznam použitých zkratk

AM 0	Air Mass 0	Referenční solární spektrální záření
AM 1,5	Air Mass 1,5	Solární spektrální záření na hladině moře
DC	Direct current	Stejnosměrný proud
HALE	High Alt. Long Endurance	UAV pro let ve vysokých výškách
MPPT	Maximum Power Point Tracker	Měnič napětí
NASA	National Aeronautics and Space Administration	Národní úřad pro letectví a kosmonautiku
NATO	North Atlantic Treaty Organization	Severoatlantická aliance
MALE	Medium Alt. Long Endurance	UAV pro let ve středních výškách
UAV	Unmanned Aerial Vehicles	Bezpilotní létající prostředek

Seznam použitých značek

Značka	Význam	Jednotka
AR	Poměr stran	[-]
b	Rozpětí	[m]
c	Hloubka křídla	[m]
C_D	Součinitel odporu vzduchu	[-]
C_L	Součinitel vztlaku	[-]
D	Tah	[N]
e	Oswaldova účinnost	[-]
F	Síla	[N]
g	Gravitační zrychlení	[m/s ²]
I	Proud	[A]
I_{max}	Maximální záření	[W / m ²]
I_{MP}	Maximální výkon proudu	[A]
I_{SC}	Zkratový proud	[A]
L	Vztlaková síla	[N]
M	Krouticí moment	[Nm]
m	Hmotnost	[kg]
P	Výkon	[W]
Re	Reynoldsovo číslo	[-]

S	Plocha křídla	[m ²]
T	Tah	[N]
T	Čas	[s]
U	Napětí	[V]
v	Rychlost letu	[m / s]
V	Napětí	[V]
V _{MP}	Maximální napájecí napětí	[V]
V _{OC}	Napětí na prázdno	[V]
W	Hmotnost	[N]
α	Úhel náběhu	[°]
η	Účinnost	[-]
ρ	Hustota vzduchu	kg / m ³]
γ	Úhel dopadu slunečního záření	[°]

Seznam použitých indexů

av	Avionika
bec	Stabilizátor napětí
den	Doba trvání dne
dr	Drak
elec	El. energie
mot	Motor
nab	Nabití
noc	Doba trvání noci
reg	Regulátor
poc	Počasí
pre	Převodovka
sc	Solární článek
uh	Úhel dopadu
ul	Ustálený let
uz	Užitečné zatížení
vrt	Vrtule
vyb	Vybití

Cíl diplomové práce

Cílem této práce je navrhnout řešení zapojení elektropohonu s fotovoltatickým článkem pro pohon UAV, které ke svému pohybu využívá solární energie. Pro tento cíl se v první řadě musíme seznámit s možnostmi elektropohonů, které jsou dostupné na běžném trhu, prozkoumat jejich vlastnosti a vybrat takové, které budou mít pro tento úkol vhodné parametry. Dále je třeba prozkoumat vlastnosti fotovoltické energie, popsat možnosti stávajících technologií a způsobů zapojení do systémů pohonů bezpilotních zařízení. V další části práce prozkoumat energetickou bilanci mezi fotovoltickým zdrojem a elektropohonem UAV. Na základě výsledků energetické bilance je třeba navrhnout možné řešení zapojení elektropohonu s fotovoltatickým článkem. V poslední části vyhodnotit předem stanovené cíle práce.

1 Úvod

Zkratka UAV vychází z anglických slov Unmanned Aerial Vehicles. Tuto zkratku je možné přeložit jako bezpilotní létající prostředek. Jedná se o létající stroj s vlastním pohonem, na jehož palubě se nenachází lidská osádka. Řízení je prováděno dálkově nebo létá samostatně pomocí přeprogramovaných letových plánů potažmo pomocí složitějších dynamických autonomních systémů (ČSN 31 0001: Bepilotní letoun - letadlo způsobilé létat bez pilota, které je za letu řízené automatickým zařízením nebo dálkově ze země).

UAV byly vyvinuty primárně pro vojenské aplikace. V době vzniku za první světové války se jednalo o stroje nevalného vojenského ani komerčního významu. Ale bezpilotní prostředky prošly v uplynulých letech pozoruhodným rozvojem. Od relativně nedokonalé technologie na počátku vývoje se za posledních 20 let změnily v prostředky, které mají velkou politickou i ekonomickou moc a pole jejich využití je velice široké. Moderní bezpilotní prostředky, jak je známe dnes, se objevují za války ve Vietnamu, ale hlavní rozkvět přišel s nástupem polovodičových součástek a počítačů v 80. a 90. letech. Ty umožnily technologie dostatečně zmenšit a zefektivnit.

V tomto období se také objevují první pokusy sestavit UAV poháněné solární energií. Využívání obnovitelné energie se stává stále více aktuální otázkou a z tohoto důvodu je také aktuální zabývat se využitím solární energie u bezpilotních létajících prostředků. Energie získaná ze slunce je čistý a nevyčerpatelný zdroj, který se stále více uplatňuje v průmyslu a ekonomice. Jeho potenciál je velký a vývoj v oblasti získávání této energie pokračuje rychlým tempem. Proto je logické, že i v leteckém průmyslu se tyto nové technologie stále více využívají a zkoumají se jejich další možnosti. Bepilotní létající prostředek se díky své charakteristice nejvíce přibližuje komerčnímu využití solární energie v letectví.

Využití UAV poháněných nejen solární energií lze nalézt nejen u vojenských, ale i u civilních aplikací. Jako například k hašení požárů, sledování sopečné erupce zblízka, policejnímu sledování, při tvorbě reportáží pro rozhlasového a televizní vysílání nebo průzkum terénu. UAV mohou sloužit jako nástroj pro vyhledávání a záchranu osob uvíznutých v zemětřesením zničených budovách, ztracených v poušti nebo na moři.

Tato práce se zabývá možností využití solární energie pro pohon UAV. Hledá možnosti solárních článků, elektropohonů a na základě energetické bilance navrhuje možnosti zapojení.

2 Možnosti využití fotovoltaických zdrojů pro UAV

2.1 Historie UAV s fotovoltaickým zdrojem energie

Využití elektrické energie pro pohon létajících strojů není ničím novým. Prvním pokusem byla vzducholod' France plněná vodíkem v roce 1884, která vyhrála závod na 10 km v okolí Villacoublay a Medonu. V tuto dobu byl elektrický pohon lepší než parní stroj, který byl v té době jedinou alternativou, ale s příchodem benzínových motorů byla práce na elektrických pohonech pro letecké systémy zavrhnuta a zastavila se téměř na jedno století.

Dne 30. června 1957, plukovník HJ Taplin z Velké Británie uskutečnil první úředně zaznamenaný rádiově řízený let modelu s elektrickým pohonem. Ve stroji Radio Queen, který používal stejnosměrný motor s permanentním magnetem a stříbro-zinkové baterie. Bohužel se mu nedostávalo finančních prostředků na další experimenty. K dalšímu vývoji v této oblasti přispěl velký německý průkopník Fred Militky, který jako první uskutečnil úspěšný let s volně letícím modelem v říjnu 1957.



Obrázek 2.1 Radio Queen

Tři roky před prvními pokusy Taplina a Militkyho, v roce 1954, se v Bellových telefonních laboratořích zrodila fotovoltaická technologie. Daryl Chapin, Calvin Fuller, a Gerald Pearson vyvinuli první křemíkový fotovoltaický článek schopný konvertovat dost sluneční energie ke každodennímu použití v elektrických zařízeních. První články s efektivností okolo 4% se brzy díky vývoji dostaly na hodnotu 11%.

Dne 4. listopadu 1974 se uskutečnil první let letadla poháněného fotovoltaickým zdrojem. Konal se na vyschlém jezeře Camp Irwin v Kalifornii. První let Sunrise I, navržený R.J. Boucherem, trval 20 minut, přibližně 100 m nad zemským povrchem. Sunrise I měl rozpětí křídel 9,76 m, vážil 12,25 kg a výkon 4096 solárních článků byl 450 W. Sunrise byl

vážně poškozen, když ho v letu zastihla písečná bouře. Vylepšená verze, Sunrise II, byla postavena a testována 12. 9. 1975. Se stejným rozpětím křídel byla jeho hmotnost snížena na 10,21 kg a 4480 solárních článků bylo schopno dodat výkon 600 W díky jejich 14% účinnosti. Po mnoha týdnech testování byla tato druhá verze také poškozena v důsledku selhání řízení a kontrolního systému.



Obrázek 2.2 Sunrise II

Helmut Bruss pracoval v Německu na solárním modelu letadla v létě 1975, aniž by znal výsledky projektu doktora Bouchera. Vzhledem k přehřátí solárních článků nebyl jeho model schopen letu. Prvním konstruktérem solárního letadla v Evropě byl Fred Militky, o rok později, s UAV Solaris. Dne 16. srpna 1976, provedl tři lety dlouhé 150 sekund s maximální dosaženou výškou 50 m.

Od prvních pokusů doktora R.J. Bouchera a Freda Militky se mnoho stavitelů bezpilotních létajících prostředků snažilo létat s využitím solární energie, tato činnost se stává stále dostupnější. Na počátku byla autonomie UAV omezena na několik sekund, ale v rámci rychle postupujícího vývoje solární technologie se doba autonomie letu UAV prodloužila z řádu sekund přes minuty až k hodinám.

V roce 1981 po úspěšném letu letadla na solární pohon s lidskou posádkou, Sollar Challenger, dala americká vláda podnět k financování projektu o proveditelnosti UAV s možností dlouhodobého letu ve vysokých výškách poháněného pouze solární energií. V zadání byla požadovaná výška letu nad 19 812 metrů (65 000 ft). První prototyp HALSOL ukázal možnosti aerodynamiky, konstrukce a subsystému. Především systémy pro uchovávání energie.

1. prototyp Pathfinder

Pathfinder je UAV, který poprvé vzlétl v Drydenu v roce 1993, má rozpětí křídel 30 metrů a váhu 254 kg. Letadlo se stalo součástí programu NASA. Tento projekt financovalo v rámci výzkumu nosičů senzorové technologie (ERAST), který začal v 1994. V roce 1995 překonal Pathfinder výškový rekord pro solárně poháněná letadla, kdy dosáhl výšky 15 392 metrů a o dva roky později vytvořil rekord 21 802 metrů. V roce 1998 byl Pathfinder upraven do nové verze, Pathfinder Plus, který měl větší rozpětí křídel a nové solární panely, novou aerodynamiku a pohonný systém. Hlavním cílem bylo ověřit tyto nové prvky dříve, než začne stavba jeho nástupce, Centurion.



Obrázek 2.3 Pathfinder

2. prototyp Centurion

Centurion byl považován za prototyp technologie, která bude demonstrovat budoucí letadla poháněná solární energií. UAV by mohl zůstat ve vzduchu až po několik týdnů nebo měsíců. Zde by docházelo k vědeckým odběrům vzorků a k zobrazovacím misím nebo by UAV sloužil jako telekomunikační vysílač. S přirovnáním k Pathfinder, který byl schopný nést 45 kg pro dálkové snímání a nástroje pro sbírání dat k vědeckým účelům v oblasti životního prostředí, mohl Centurion nést 270 kg senzorů, telekomunikačních a zobrazovací zařízení do výšky 24 400 metrů. Lithiová baterie, za předpokladu dostatku energie, mohla letoun zásobovat dvě až pět hodin letu po západu slunce. Kapacita baterií však nebyla dostatečná, aby vystačila pro plnění mise UAV pro celou noc.



Obrázek 2.4 Centurion

3. prototyp Helios

Poslední prototyp řady, označovaný jako Helios, můžeme nazvat "věčným letadlem". Technologie skladování energie zaručovala její zásobu i pro let v noci. NASA definovala dva primární cíle. Za prvé prokázat trvalý let ve výšce 30 480 metrů a za druhé let nepřetržitý po dobu alespoň 24 hodin včetně alespoň 14 hodin nad výškou 15 240 metrů. V roce 2001, Helios dosáhl prvního cíle v blízkosti Havaje. Zde vytvořil neoficiální světový rekord dosažením výšky 29 524 metrů a 40 minut letu nad 29 261 metrů. Nikdy však nedosáhl druhého cíle, protože se 26. června 2003 zřítil do Tichého oceánu v důsledku konstrukční závady.



Obrázek 2.5 Helios

Cílem Heliosu bylo prokázat proveditelnost nepřetržitého letu bezpilotního letounu na solární pohon. Cíle bylo dosaženo až 22. dubna 2005. Alan Cocconi, prezident a zakladatel AcPropulsion, letěl s UAV Solong 24 hodin a 11 minut pouze pomocí solární energie

pocházející z jeho solárních panelů a termického stoupání. Letoun s rozpětím křídel 4,75 m a váhou 11.5 kg potvrdil své schopnosti o dva měsíce později. Dne 3. června, při letu trvajícím 48 hodin a 16 minut, který proběhl v Coloradu v poušti poblíž Kalifornie.



Obrázek 2.6 UAV Solong

Britská společnost QinetiQ která je, mimo jiné, velmi aktivní v oblasti solární UAV kategorie HALE, zkonstruovala dvě letadla Zephyr. Ty byly nejprve testovány v Novém Mexiku v prosinci 2005, kde dosáhly maximální dobu trvání letu 6 hodin a výšky 7 925 m. Po 18 hodin letu v červenci 2006, jeden Zephyr překonal oficiální světový rekord pro nejdelší dobu trvání bezpilotní letu. Výkonu 54 hodin a maximální výšky letu 17 786 m dosáhl v Novém Mexiku 10. září 2007. Váží pouze 30 kg na 18 m rozpětí křídel. Společnost QinetiQ očekává, že v budoucnu doba letu dosáhne několika měsíců v nadmořské výšce nad 15 240 m.



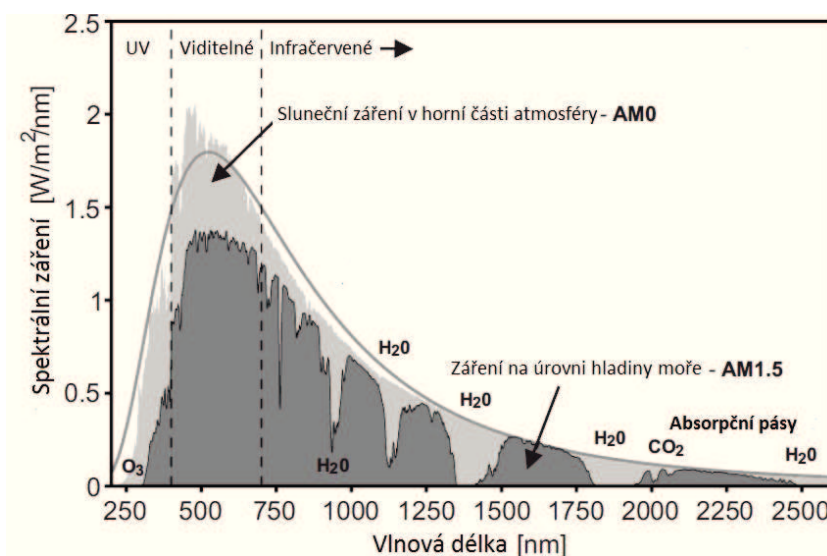
Obrázek 2.7 UAV Zephyr

2.2 Sluneční záření

Sluneční energie představuje většinu energie, která se na Zemi nachází a využívá. Vzniká jadernými reakcemi v nitru Slunce. Vzhledem k tomu, že konec reakcí na Slunci je očekáváno v řádu miliard let, je tento zdroj energie považován za obnovitelný. Energie ze Slunce pochází z elektromagnetického záření a závisí na vlnové délce. Rozdělení slunečního spektra ukazuje obrázek 2.8. Spektrum slunečního záření lze rozdělit:

- záření ultrafialové (vlnová délka pod 400 nm)
- záření viditelné (vlnová délka 400 až 750 nm)
- záření infračervené (vlnová délka přes 750 nm)

Referenční solární spektrální záření AM0 (Air Mass 0) představuje ozáření v horní části atmosféry s celkovou energií 1353W/m^2 . Toto množství se nazývá solární konstanta. Na úrovni hladiny moře je to AM1.5 a celková energie se zde rovná 1000W/m^2

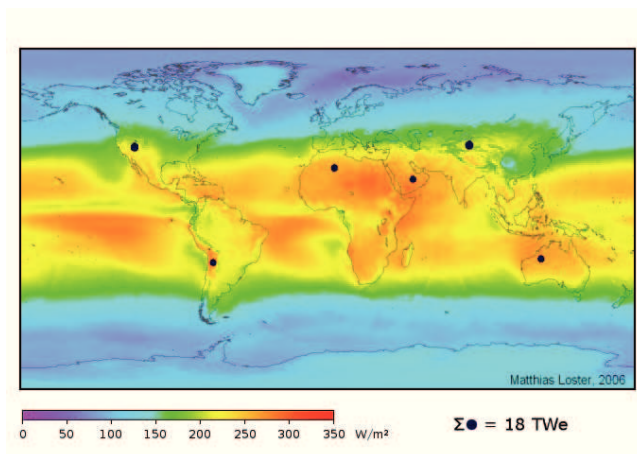


Obrázek 2.8 Sluneční spektrum

Část záření je pohlcena atmosférou. Tento proces se týká jen některých vlnových délek:

- Téměř celé nejkratší části ultrafialového záření (vlnové délky 290 nm jsou pohlceny zcela, od 290 do 320 nm zčásti). Pohlcování způsobuje ozónová vrstva.
- Vybraných vlnových délek infračerveného záření. Pohlcení způsobuje především oxid uhličitý a voda.
- V oblasti viditelného světla je pohlcení jen částečné. Závisí na velikosti vrstvy atmosféry, kterou musí záření překonat. Pro stejné výšky slunce nad obzorem větší

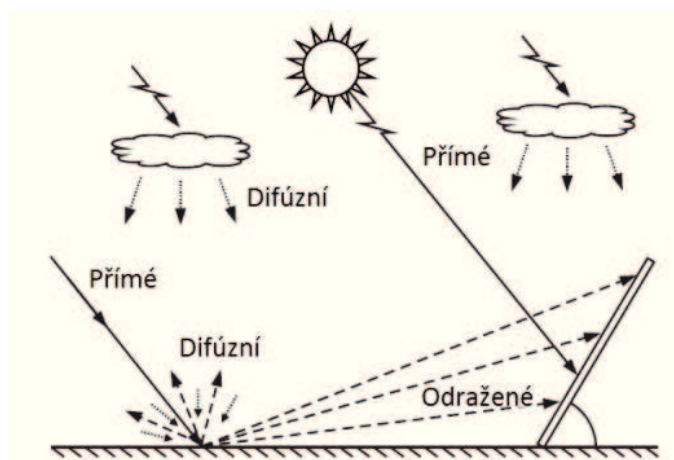
pohlčení probíhá v rovníkových oblastech, naopak menší v polárních oblastech a na horách. Pohlčení v polárních oblastech je znásobeno tím, že sluneční paprsky pronikají do atmosféry pod ostrým úhlem a díky tomu musí překonat větší vzdálenost.



Obrázek 2.9 Intenzita slunečního záření na Zemi

Ideální solární článek by dokázal pracovat v celém spektru záření a dokázal by převést tuto energii na elektrickou. Takovýto článek by pracoval s účinností 100%. Ve skutečnosti účinnost závisí na použitých polovodičích. Polovodiče dokáží pokrýt pouze část tohoto spektra.

Kromě přímého ozáření musíme také zvážit difúzní ozáření, které je převládající při zatažené obloze. Odražené záření je závislé na albedo. Albedo je měřítkem odrazivosti zemského povrchu. Čerstvý sníh má albedo kolem 80%, pouštní písek 40% a trávy mezi 5% a 30%.



Obrázek 2.10 Druhy záření

2.3 Fotovoltaika

Fotovoltaický jev objevil Alexander Edmond Becquerel při svých experimentech v roce 1839. V roce 1904 fotovoltaický jev fyzikálně popsal Albert Einstein a v roce 1921 za svoji práci na této problematice získal Nobelovu cenu. V roce 1916 další fyzik Robert Millikan experimentálně potvrdil platnost principu fotovoltaického jevu. První skutečný fotovoltaický článek s 4 % účinností byl zkonstruován až v roce 1954 v Bellových laboratořích, kde byl vyroben z krystalického křemíku.

Velký rozvoj fotovoltaiky nastává v šedesátých letech se začátkem snahy člověka dobýt vesmír. V kosmickém programu je fotovoltaika jediným možným stálým zdrojem energie pro družice a vesmírné stanice. První družicí využívající k zisku energie sluneční paprsky byl ruský Sputnik 3, vypuštěný 15. května 1957. Dalším důležitým mezníkem pro rozvoj fotovoltaiky a zejména výzkumu a vývoje v této oblasti byla celosvětová ropná krize v roce 1973.

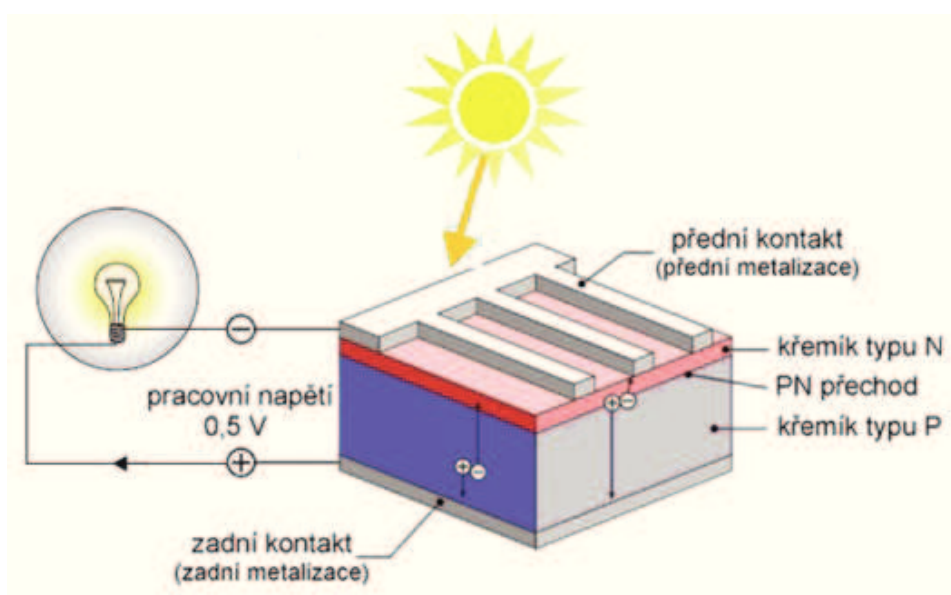
2.4 Solární článek

Solární článek (synonymní označení fotovoltaický článek) je zařízení, které přeměňuje solární energii na elektřinu díky fotovoltaickému jevu. Je velmi široce používán v kosmickém prostoru, ale i v aplikacích ve vzdálených oblastech země, protože je zdrojem energie, která je čistá a dlouhodobá.

Další výhodou je, že nevyžaduje téměř žádnou údržbu. Solární buňky jsou složeny z různých polovodičových materiálů, které tvoří jednu nebo více vrstev. Velmi často se používá křemík, protože je druhý nejhojněji se vyskytující element v zemské kůře, a tedy je levný. Z tohoto důvodu bude tento materiál posuzován při dalším vysvětlení principu činnosti, který je platný i pro jiné typy polovodičů.

Pracovní principy

Na obrázku 2.11 je jednoduchý křemíkový solární článek, který využívá přímé přeměny světelné energie na elektrickou energii v polovodičovém prvku. Solární článek je velkoplošná dioda alespoň s jedním PN přechodem. V solárním článku, na který dopadá sluneční záření, jsou generovány elektricky nabitě částice. Nazývají se páry elektron – díra. Elektrony a díry jsou odděleny vnitřním elektrickým polem PN přechodu. Rozdělení náboje má za následek rozdíl napětí mezi kladným a záporným kontaktem solárního článku. Vnější obvodem zapojeným mezi oběma kontakty potom protéká stejnosměrný elektrický proud, jenž je přímo úměrný ploše solárního článku a intenzitě dopadajícího slunečního záření.



Obrázek 2.11 Solární článek - princip činnosti

Typy solárních článků

Existují různé typy fotovoltaických článků, které lze třídit podle typu materiálu, výrobního procesu, substrátu, atp. Cílem je zde pouze stručný přehled existujících typů.

Nejpoužívanější typ materiálu na výrobu solárních článků je křemík díky relativní dostupnosti a nízkým nákladům. Můžeme rozlišit tři základní typy křemíkových solárních článků podle na typu krystalu:

- Monokrystalické

Tyto články (obrázek. 2.12) jsou křemíkové desky, které se skládají z jediného krystalu. Účinnost těchto článků se pohybuje mezi 13% až 17%. Solární panely s monokrystalickými

články jsou v současné době nejvíce rozšířené. Vyrábí se pomocí chemického procesu tažením roztaveného křemíku ve formě tyčí o průměru až 300 mm. Ty se poté rozřezou na tenké plátky. Nevýhodou monokrystalických článků je velká spotřeba křemíku. To vede ke snahám výrobců uspořít formou ztenčování výchozích Si desek nebo zaváděním nových technologií, které zmenšují ztráty způsobené technologickým odpadem při výrobě fotovoltaických článků.

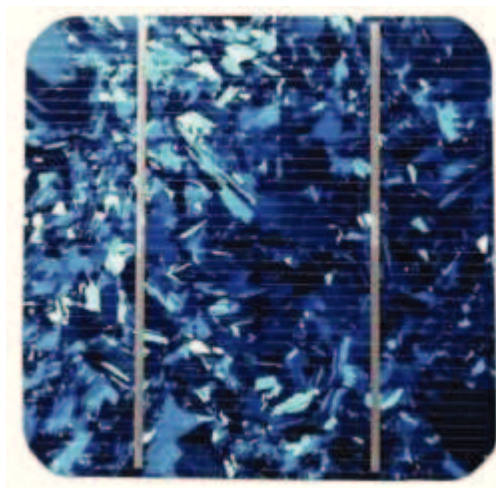


Obrázek 2.12 Monokrystalický článek

- Polykrystalické

Základem je jako u monokrystalických panelů, křemíková deska. Ale na rozdíl od monokrystalických článků se skládají z většího počtu menších, různě orientovaných krystalů. Absorbující vrstva těchto článků (obrázek. 2.13) je tenčí, a tak dochází k velké úspoře materiálu. Tento výrobní proces je ale na úkor menší účinnosti polykrystalických článků. Ta se pohybuje od 12 do 14% (výjimečně až 16%).

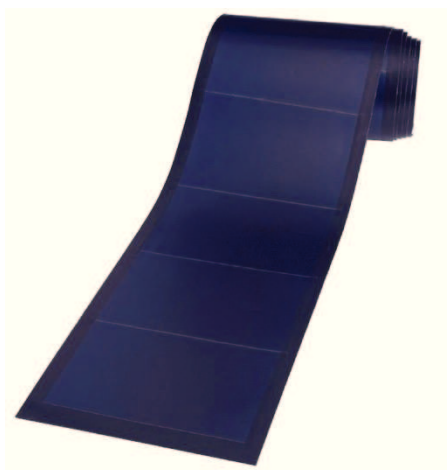
Tyto tenkovrstvé články mají mnoho praktických vlastností. Mohou být například nanесeny na ohebnou fólii a sdílet její pružnost. Výroba polykrystalických článků je v porovnání s monokrystalickými panely mnohem jednodušší, a tedy je i levnější a rychlejší. Pro dosažení stejného výkonu, oproti monokrystalickým panelům, je výsledný rozměr solárního panelu větší. Výroba polykrystalických panelů je totožná s technologií výroby monokrystalických panelů.



Obrázek 2.13 Polykrystalický článek

- Amorfní

Napařovaná křemíková vrstva je základem amorfních slunečních panelů. Ta je tvořena tenkovrstvými články na bázi amorfního křemíku (a-Si), amorfních slitin Si-Ge (a-SiGe), mikrokrytalického Si ($\mu\text{c-Si}$) nebo polykrystalického tenkovrstvého Si (poly-Si). Ta se v tenké vrstvě nanáší na sklo nebo fólii. Účinnost těchto článků je nižší a pohybuje se v rozmezí 7% až 9%. Proto je pro dosažení daného výkonu třeba 2,5x větší plochy než kolik by bylo třeba při použití monokrystalických nebo polykrystalických modulů. Amorfní fotovoltaické články jsou pružné, ohebné, tenčí a podstatně lehčí než krystalické články (obrázek 2.14).



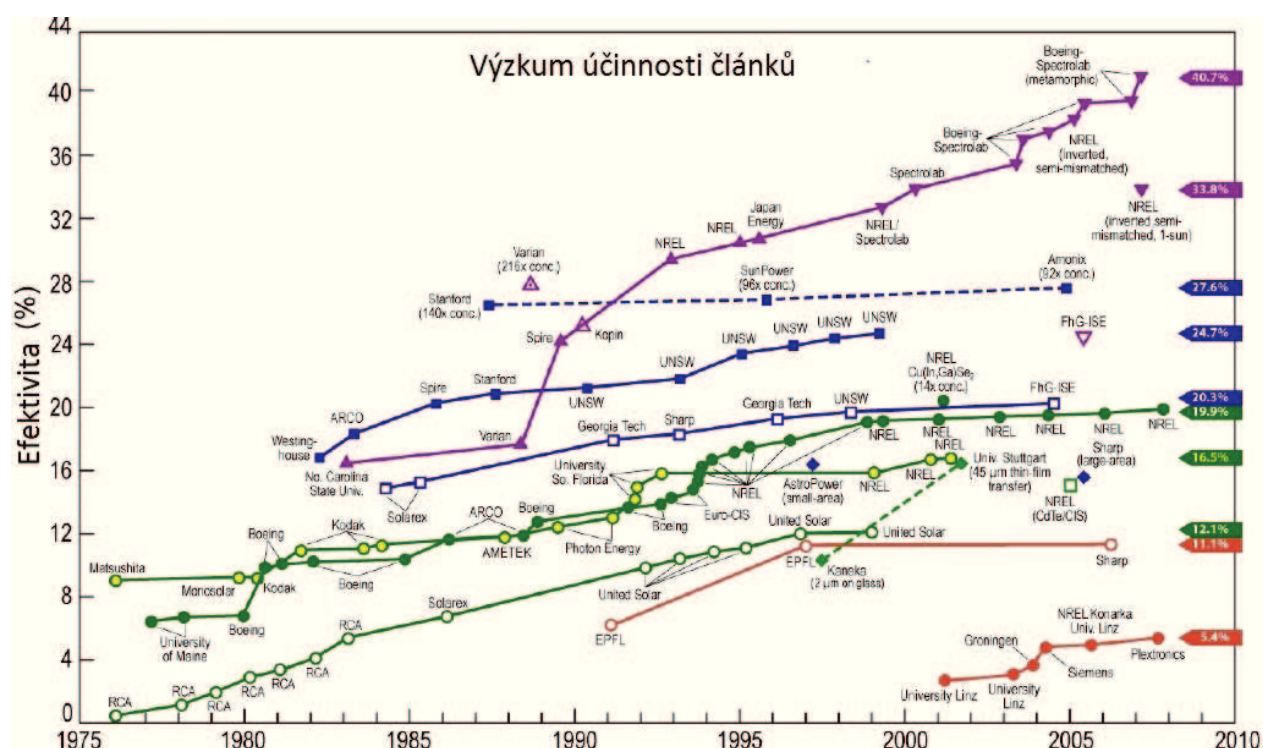
Obrázek 2.14 Amorfní článek

Avšak pro výrobu vícevrstevných solárních buněk mohou být použity jiné materiály stejně jako elementy ze skupiny tři až pět periodické tabulky prvků. Patří mezi ně arsenid galia,

diselenid india mědi, kadmium, atd. Tyto buňky jsou dražší na výrobu, ale mají vyšší účinnost.

Můžeme také zmínit polymerní solární články z organických materiálů a na barvivo citlivé solární články, což jsou velmi slibné technologie, protože jsou levné na výrobu. Nicméně, tyto technologie trpí nestabilitou a problémy s efektivností, které ještě musí být vyřešeny, a nejsou dosud životaschopné pro průmyslovou výrobu.

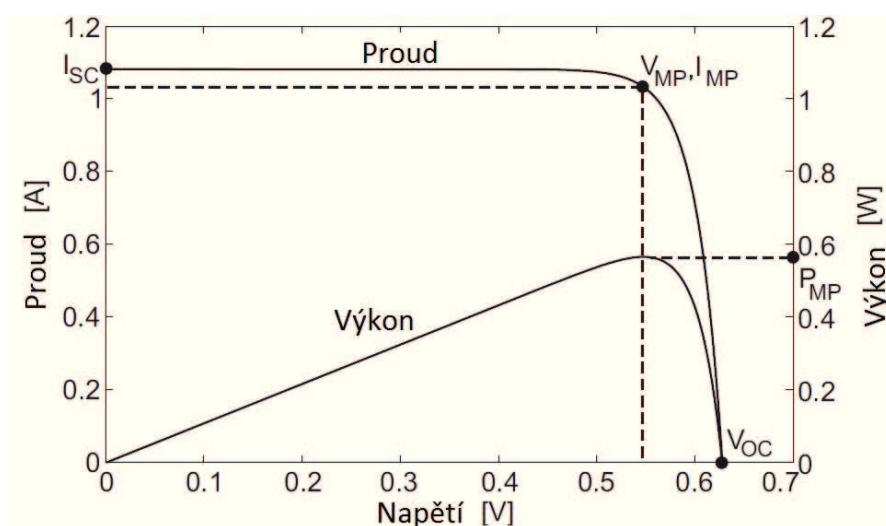
Ve skutečnosti nejúčinnější solární články jsou vrstvy jednotlivých samostatně spojených buněk v sestupném pořadí pásem. Horní buňka zachytí fotony s vysokou energií a zbytek fotonů předá na nižší pásmo buněk. Tyto mnohapřechodové buňky pak mohou převést širší část slunečního spektra na energii (obrázek 2.6), což vede k vysoké účinnosti, která může být až 40%. Obrázek 2.8 ukazuje nejlepší možnou účinnost, kterou lze získat pro různé technologie solárních článků.



Obrázek 2.15 Účinnost článků

Křivka průběhu proudu na napětí u solárních článků má velmi charakteristický tvar a může být popsána matematickými modely pro ideální nebo reálný fotovoltaický generátor. Cílem práce není ji dokazovat, protože ji lze nalézt v odborné literatuře a zároveň ji lze nalézt na obrázku (2.16).

Pokud není destička článku připojena, žádný proud nevyrabí a napětí se rovná V_{OC} , tedy napětí naprázdno. Když je spojení nakrátko, napětí je nulové, ale proud se rovná I_{SC} . Mezi tyto dva body, kde v obou případech je získaný výkon roven nule, je pracovní bod, tzv. bod maximálního výkonu, kde můžeme získat nejvyšší $P_{max} = V_{MPP} \times I_{MPP}$. Právě do tohoto bodu by články měly být použity a poměr mezi P_{max} a intenzitou světla reprezentuje právě účinnost solárních článků. Nicméně, křivky i tento bod nejsou pevné a mění se v závislosti na mnoha parametrech.



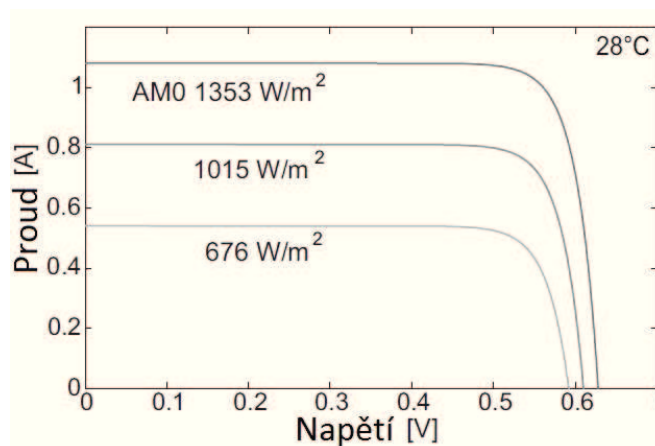
Obrázek 2.16 Průběh proudu a napětí

Proud solárního článku je úměrný jeho ploše a pohybuje se téměř lineárně s intenzitou světla (obr. 2.17). Při změně intenzity světla se projevuje změna napětí jen mírně. Napětí není závislé na povrchu buněk, ale závisí na polovodičových materiálech, ze kterých je vyroben. U jednovrstvé křemíkové buňky je V_{MPP} asi 0,5 V, ale pro trojitě spojené arsenido - galiové buňky se hodnota napětí zvyšuje na 2,27 V.

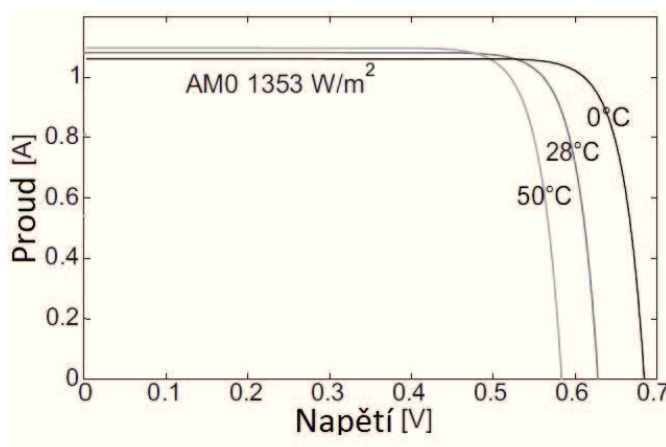
Důležité hodnoty jako V_{OC} , I_{SC} , V_{MPP} , I_{MPP} jsou uvedeny u solárních článků za standardních podmínek spektra, buď AM0 nebo AM1.5, které byly vysvětleny dříve (obrázek 2.16).

Teplota má vliv na vlastnosti solárních článků. Když se teplota zvyšuje, napětí se mírně sníží. Proud se zvětší jen zanedbatelně. Globálně výkon, který solární článek může poskytnout, je vyšší za nižší teploty, s ohledem na stejné podmínky ozáření (obrázek. 2.18).

Solární články lze elektricky zapojit buď paralelně, což zvyšuje proud nebo v sériích, což zvyšuje napětí. Takto zapojené články označujeme jako solární modul nebo solární panel. I-V křivka solárních modulů je zmenšená ale má podobný tvar jako křivka solárního článku.



Obrázek 2.17 Závislost intenzity světla solární článek



Obrázek 2.18 Závislost teploty na solární článek

2.5 Využití solární energie pro pohon UAV

Z předchozího textu je patrné, že fotovoltaického zdroje energie je možné využít i při provozu UAV s elektromotorem. Návrhy bezpilotních prostředků se potýkají se dvěma z několika hlavních problémů. Těmito problémy jsou dolet a výdrž. Klasické UAV jak na elektrický tak i jiný druh energie potřebuje při plnění své mise zásobu energie pro svůj provoz. Tuto zásobu musí nést sebou na palubě. UAV s elektrickým pohonem nese zásobu

energie v podobě kapacity baterií. UAV se spalovacím nebo proudovým motorem nese zásobu v podobě paliva v nádržích na palubě. Tyto zásoby zatěžují konstrukci, snižují užitečné zatížení a dolet UAV. Systém dodávky energie pomocí solárních panelů může energii potřebnou pro let dodávat během mise bez potřeby ji vést sebou na palubě. Tím může předchozí nevýhody eliminovat.

Zatím se využití elektropohonu pro provoz UAV jeví jako problematické vzhledem k relativně nízké době letu, která je charakteristická nedostatečnou kapacitou baterií. Účelem využití sluneční energie k napájení UAV je zvýšení schopnosti tohoto prostředku vytrvat ve vzduchu a nakonec dosáhnout takového stavu, kdy doba trvání letu bude neomezená.

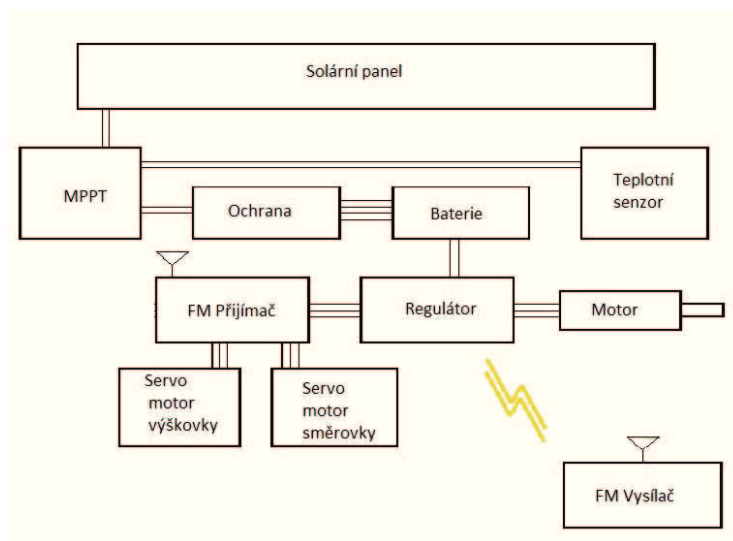
Výhody solární energie při provozu UAV:

- Snížení celkové hmotnosti UAV
- Prodloužení výdrže UAV (až na nepřetržitý let)

Nevýhody solární energie při provozu UAV

- Nedostatečné množství energie dodávané fotočlánky
- Ztíženy provoz při špatném počasí
- Nemožnost dodávat energii během noci

V praxi se při provozu UAV používá izolovaného (ostrovního) systému zapojení. Je to uzavřený systém, kdy se energie z fotočlánků ukládá do baterie, která pohání připojené spotřebiče jako pohon, motor servo řízení nebo avioniku.



Obrázek 2.19 Ostrovní zapojení

3 Elektropohon pro UAV

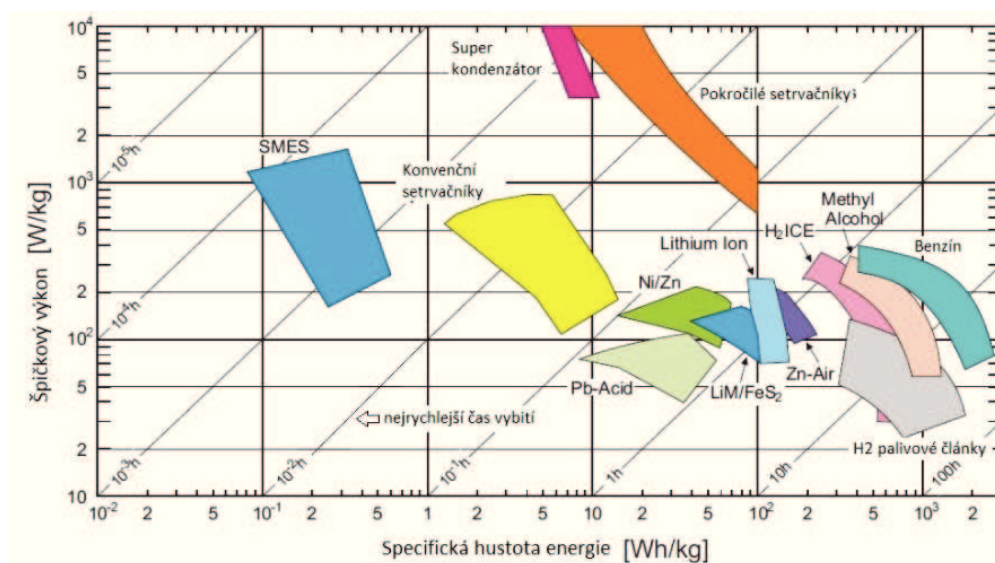
3.1 Skladování energie

Při výrobě není solární energie konstantní ani kontinuální, pro správné hospodaření s energií je nezbytná metoda skladování. Je možné uvažovat o celém seznamu různých způsobů ukládání energie:

- Chemická (vodík, biopaliva)
- Elektrochemické (baterie, palivové články)
- Elektrické (kondenzátor, superkondenzátor,)
- Mechanické (stlačený vzduch, setrvačnick)

Tyto různé technologie existují vedle sebe, protože jejich charakteristiky jsou použitelné pro různé aplikace. Z uživatelského hlediska jsou zajímavá hlavní kritéria výběru jako energie a výkonová hustota, doba odezvy, životnost, výkonnost a samozřejmě náklady.

V případě solárního letounu hmotnostní hustota energie Wh/kg a špičkový výkon. To jsou nejdůležitější parametry, které určují výběr metody skladování energie. Objemová hustota energie bude mít samozřejmě vliv na velikost trupu, ale tento objem hraje podružnou roli na výkonu v porovnání s požadovanou hmotností. Obrázek (3.1) znázorňuje diagram, který ukazuje, že elektrochemické baterie a palivové články jsou dvě nejlepší technologie. Ve skutečnosti mají nejvyšší měrnou hustotu energie ze všech řešení, které jsou schopny zpětného procesu dobíjení.

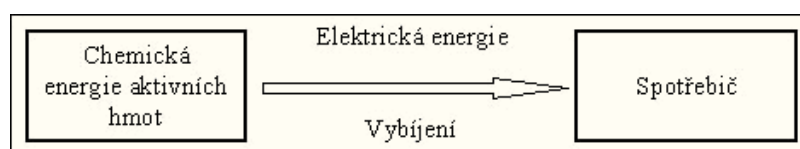


Obrázek.3.1 Diagram účinnosti

3.2 Elektrochemické baterie

Elektrochemické baterie jsou zásobníky energie schopné převést chemicky akumulovanou energii na elektrickou energii při vybíjení. Základem všech elektrochemických zdrojů proudu je elektrochemický (galvanický) článek tvořený dvojicí elektrod a iontově vodivým elektrolytem. Tato soustava je umístěna ve vhodné nádobě. Elektrochemicky aktivní materiál elektrod musí být zvolen tak, aby na jedné z nich probíhala oxidace a na druhé redukce. Elektroda, na které probíhá oxidace, označujeme jako anodu. Elektroda, na které probíhá redukce, se nazývá katoda. Tyto elektrody jsou oddělené porézním separátorem. To zabraňuje přímému kontaktu elektronově vodivých částí elektrod. Elektrochemické zdroje proudu dělíme na články primární. Tyto články nelze nabíjet. Články sekundární neboli akumulátory a články palivové. Pokud jde o solární letoun, bude samozřejmě použita akumulátorová baterie.

Elektrické akumulátory jsou zdroje elektrické energie, které v průběhu nabíjení přijímají elektrickou energii z vnějšího zdroje a ukládají ji ve svých elektrodách jako energii chemickou (změnou chemického složení elektrochemicky aktivních složek elektrod). Při vybíjení dodává akumulátor elektrickou energii do spotřebiče. Při tomto procesu se mění chemické složení elektrod. Chemická energie v nich akumulovaná se mění na energii elektrickou.



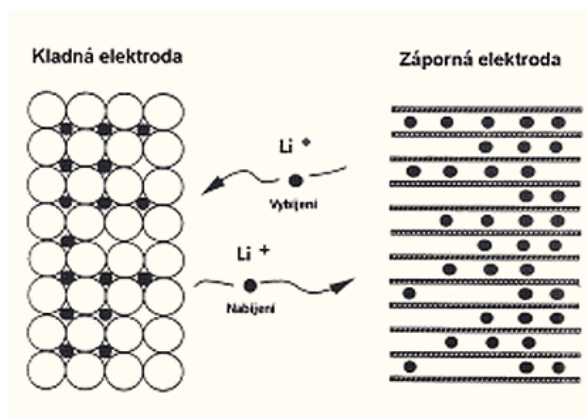
Obrázek 3.2 Princip činnosti baterie

Li akumulátory

Lithiové články byly vynalezené v polovině šedesátých let minulého století. Vyznačují se vysokou měrnou energií a kapacitou, nízkým samovybíjením a dalšími příznivými vlastnostmi. Jako zásadní výhoda se ukázala vlastnost dobíjení.

Na konci sedmdesátých let začaly pokusy s kladnou elektrodou, na kterou byly použity sulfidy kovů a na zápornou elektrodu kovové lithium. Výsledky však nesplnily očekávání, protože docházelo ke korozi a pasivaci elektrod. Dalším problémem byl fakt, že při nabíjení

malým proudem lithium vytvářelo shluky, které perforovaly separátor, a docházelo ke zkratům v akumulátorech. Také tvořilo vysoce reaktivní houbovitou hmotu o velkém povrchu, která spouštěla nepředvídatelné teplotní pochody. V začátku osmdesátých let začaly pokusy s články, při kterých zápornou elektrodou byly sloučeniny LiWO_2 , $\text{Li}_6\text{Fe}_2\text{O}_3$ nebo Li_9MoSe_6 jako zdroj lithiových iontů Li^+ a kladnou elektrodou sloučeniny titanu, wolframu, niobu, vanadia nebo molybdenu. Výsledky nebyly uspokojivé, protože články měly nízké napětí (1,8 V, 2,7 V), nízkou kapacitu náročnou a drahou výrobu. K velkému pokroku došlo na začátku devadesátých let, kdy byla představena nová technologie. Ta využívala jako aktivní materiál pro zápornou elektrodu směs grafitu (uhlíku) obohaceného lithiem a polyolefiny. Možnost elektrochemického vložení iontů Li^+ do grafitu (interkalace) byl znám již od roku 1975, ale až v tomto případě došlo k prvnímu praktickému využití.

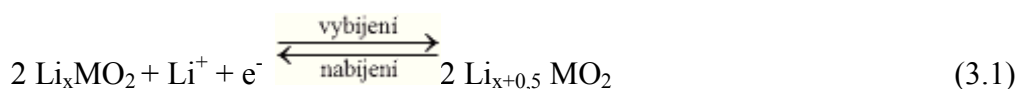


Obrázek 3.3 Pohyb iontu Li^+ při nabíjení a vybití

Název Li-Ion akumulátory zavedl K. Tozawa. Označil jím zdroj spojený s vysokým napětím, možností nabíjení a vybití s dlouhou životností, vysokou kapacitou a dobrou bezpečností. Název „Ion“ je použit kvůli iontům Li^+ , které se pohybují při nabíjení z kladné elektrody na zápornou a při vybití naopak. V normách se setkáváme s označením lithiový akumulátor, akumulátor Li nebo Li-Ion akumulátor. Do této kategorie patří i akumulátor Lithium-polymer, často označován jako Li-Pol.

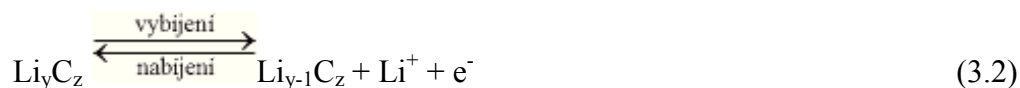
Běžně používané materiály pro aktivní hmoty kladné elektrody jsou LiCoO_2 , $\text{Li}_x\text{Mn}_2\text{O}_4$, LiNiO_2 a LiV_2O_5 , popř. další. Procesy probíhající při nabíjení a vybití lze vyjádřit následujícími rovnicemi:

Děje na kladné elektrodě:



M představuje některý z kovů tvořících aktivní sloučeninu kladné elektrody.

Děje na záporné elektrodě:



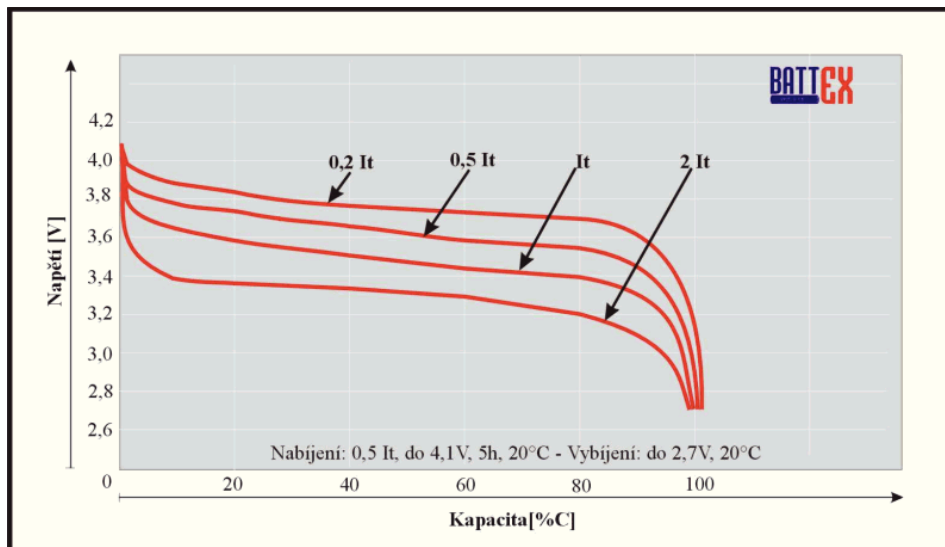
Jako elektrolyt je v největší míře používán LiPF_6 rozpuštěný v nepolárním rozpouštědle.

Vývoj Li- Ion baterií stále pokračuje a s ním se zlepšují jejich vlastnosti. Zvětšuje se měrné energie, velikost vybíjecích a nabíjecích proudů, zvyšuje se životnost akumulátorů a snižuje jejich cena.

Výhody lithiových akumulátorů

- Vysoké napětí. Jmenovité napětí je 3,6 V, oproti napětí 1,2 V u NiCd a NiMH akumulátorů.
- Vysoká energie:
 - NiCd 4/3AF – 2400 mWh (2000 mAh/1,2 V);
 - NiMH 4/3AF – 5400 mWh (4500 mAh/1,2 V);
 - Li-Ion 4/3AF – 7200 mWh (2000 mAh/3,6 V).
- Nízká hmotnost:
 - NiCd 4/3AF – 45 g;
 - NiMH 4/3AF – 60 g;
 - Li-Ion 4/3AF – 40 g
- Dlouhá životnost. Lze dosahovat 500 – 1500 cyklů.
- Nízké samovybíjení. Hodnota okolo 8 % za měsíc při +20 °C oproti 25 % u NiCd a NiMH akumulátorů
- Nemají paměťový efekt.
- Bezpečnost a možnost dopravy bez jakéhokoliv omezení. Primární lithiový článek neobsahuje lithium v čistém kovovém stavu.

- Nezávadné pro životní prostředí. Neobsahují olovo, rtuť nebo kadmium.



Obrázek 3.4 Vybíjecí charakteristiky v závislosti na vybíjecím proudu pro Li-Ionový akumulátor

Nevýhody lithiových akumulátorů

- Nabíjecí proud je ve většině případů omezen na $1,5 I_t$. Nabíjení se provádí konstantním napětím. Plně je akumulátor nabit za 2–3 hodiny oproti NiCd akumulátorům, které lze dobýt i během 15 minut.
- Maximální vybíjecí proud je do $2 I_t$ – u NiCd i $20 I_t$.
- V průběhu vybíjení dochází k poklesu napětí (obrázek. 3.4).
- Velký vnitřní odpor – až $10\times$ větší než u NiCd nebo NiMH.
- Pracovní teplota je do -20 (max. -30) $^{\circ}\text{C}$ – u NiCd je to až do -40 $^{\circ}\text{C}$
- Lithiové akumulátory jsou velice náchylné na přebíjení a podvybíjení, proto většina baterií musí obsahovat řídicí elektronické obvody. Při poklesu napětí při vybíjení pod povolenou mez dochází k trvalému zničení akumulátorové baterie.
- Nabíječe lithiových akumulátorů nejsou zaměnitelné s nabíječi pro NiCd a NiMH akumulátory.
- Vysoká prodejní cena.

Rozdělení hermetických lithiových akumulátorů

Li-Ion akumulátory patří mezi akumulátory a baterie obsahující alkalický nebo jiný nekyselý elektrolyt. Li-Ionové akumulátory můžeme rozdělit podle několika kritérií:

Podle tvaru Li-Ionových akumulátorů je můžeme rozdělit na:

- Válcové lithiové akumulátorové články a baterie.
- Hranové (prizmatické) lithiové akumulátorové články a baterie.
- Knoflíkové lithiové akumulátorové články.

Podle složení kladné elektrody, kde převládá:

- kobalt
- nikl
- mangan
- vanad
- titan
- niob
- železo-fosfát
- železo-yttrium-fosfát

Dále rozeznáváme odlišní složení záporné elektrody. Nejčastěji jsou to materiály na bázi uhlíku, ale nemusí to být pravidlem.

Akumulátory můžeme dělit podle typu elektrolytu a jeho složení:

- kapalné
- gelové
- polymerové

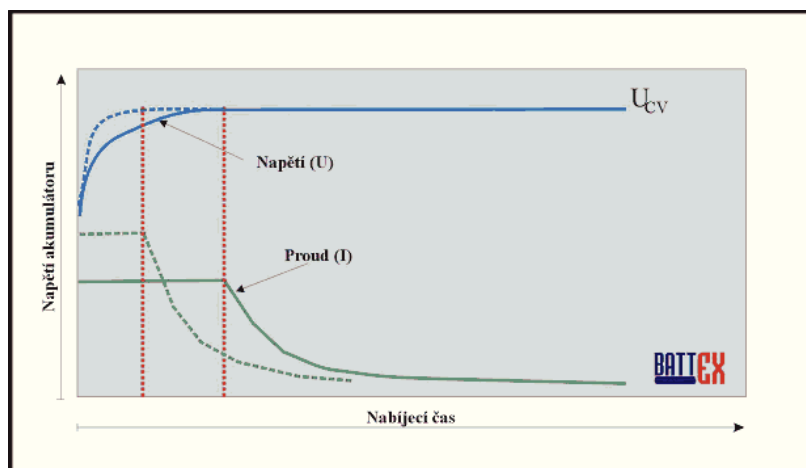
Nabíjení lithiových akumulátorů

Nabíjení lithiových akumulátorů je vlastně napět'ové nabíjení. To znamená metoda, která se v literatuře označuje jako CCCV (Constant Current followed by Constant Voltage). Tato metoda představuje nabíjení konstantním proudem, dokud akumulátor nedosáhne předem stanoveného napětí a poté nabíjení konstantním napětím. Nabíjení se provádí do té doby, než

nabíjecí proud klesne na předem stanovenou hodnotu. Ve většině případů se doporučuje hodnota proudu odpovídající $1,5 \div 2 \%$ jmenovité kapacity, samozřejmě vyjádřená v jednotkách proudu.

V některých nabíječkách se setkáváme i s časovým ukončením. Nabíjí proudem odpovídajícím $0,5 I_t$ do té doby, než se nedosáhne předem stanoveného napětí a dále po 2 hodiny s omezením konstantního napětí. V katalogích pak najdeme výrazy pro takovéto nabíjení $C/3 + 2$ hodiny. Norma označuje tento proces jako: $0,33 I_t + 2$ hodiny. Toto použití je vhodné v jednoúčelových zařízeních, kde se nepředpokládá nabíjení akumulátorů různých kapacit. Tato metoda by nebyla vhodná například pro nabíjení akumulátorů k videokamerám, kde je možné se setkat, kromě akumulátorů v základní velikosti, s paralelně řazenými akumulátory s dvojnásobnou nebo i trojnásobnou kapacitou, vhodnými do stejné videokamery a tedy i do stejného nabíječe.

Při stanovení konečného nabíjecího napětí je nutno dbát na katalogové údaje výrobce, protože doposud se vyráběly akumulátory v různých druzích kladných elektrod a podle toho se konečné nabíjecí napětí pohybuje nejčastěji od 3,6 V do 4,3 V. Nejběžnějším typem, který se vyskytuje v aplikacích na trhu, je akumulátor s kladnou kobaltovou elektrodou, která má konečné nabíjecí napětí 4,2 V. Při správném postupu nabíjení Li-Ionových článků, nedochází k přebíjení akumulátorů tak, jako tomu je u NiCd a NiMH akumulátorů.



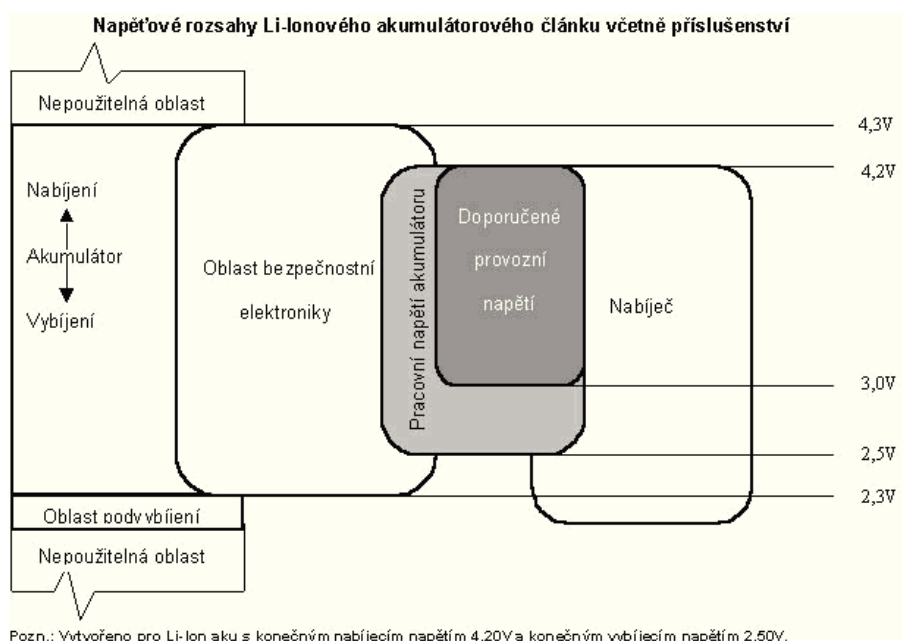
Obrázek 3.5 Nabíjení charakteristiky Li-Ionový akumulátorů

Když je na jednotlivých Li-Ion akumulátorech napsané jmenovité napětí 3,6 V a rozměrově jsou shodné, není možné je vždy v aplikacích zaměňovat. Problém spočívá v tom, že výrobci používají různé druhy elektrod, separátorů i elektrolytů a pracovní rozpětí napětí je různé. Konečné nabíjecí napětí se pohybuje od 4,0 V do 4,3 V, objevují se však Li-Ion akumulátory, které potřebují k plnému nabití 4,5 V. Podobně je tomu i u konečného

vybíjecího napětí, kde se hodnoty pohybují od 2,5V do 3,0 V. Proto je třeba při konstrukci nových zařízení znát katalogové údaje výrobce daného typu lithiového akumulátoru. Překročením předepsaných mezních hodnot dochází k rozpadu elektrod a tím i k úplnému znehodnocení akumulátoru.

Ve všech aplikacích je u Li-Ionových akumulátorech elektronika. Její význam spočívá ve vyrovnávání napětí jednotlivých lithiových akumulátorů v baterii při nabíjení i vybíjení. Dále má akumulátor proudovou pojistku proti zkratu a teplotní čidla. Pokud je konečné nabíjecí napětí 4,2 V, tak elektronika vypíná na hodnotě 4,3 V a tato hodnota již může akumulátor znehodnocovat a mít negativní vliv na životnost akumulátoru. Podobně je tomu i při vybíjení. Viz obrázek 3.6.

Velký rozdíl je mezi pracovním napětím Li-Ionového akumulátoru a jeho doporučeným provozním napětím. Pracovní napětí slouží k zjišťování jmenovité kapacity, ale doporučené provozní napětí je rozsah, při němž akumulátor dosahuje daleko větší životnosti. Pokud máme akumulátor s pracovním napětím 2,5–4,2 V, pak v tomto režimu je schopen pracovat přibližně 500 cyklů. Ale pokud je vybíjení ukončeno na 3,0 V, pak se jeho životnost pohybuje už i přes 1500 cyklů.



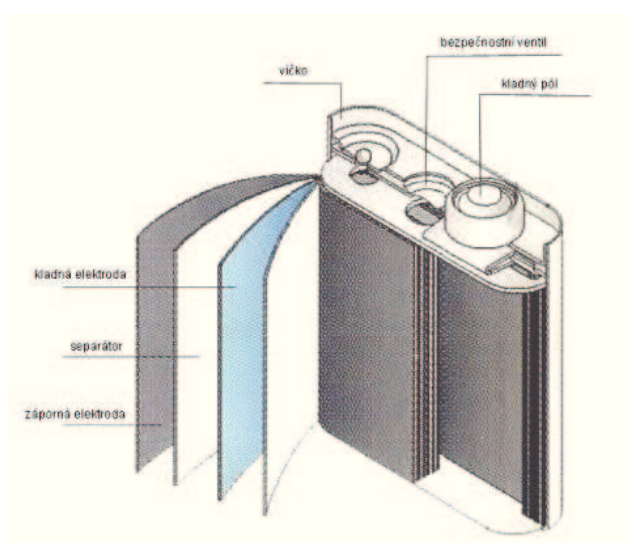
Obrázek 3.6 Napětové rozsahy Li-Ion akumulátoru a jeho příslušenství

Prizmatické lithiové akumulátorové články

Zatímco v oblasti válcových lithiových článků se vývojem a aplikacemi vyčlenily dva hlavní rozměrové typy pro spotřební elektroniku. V oblasti prizmatických lithiových akumulátorových článků se neustále objevují na trhu nové rozměrové typy. Vše je způsobeno hlavně rozvojem telekomunikační techniky, která má požadavky na stále nové Li-Ionové

akumulátory pro mobilní telefony. Díky tomu, že mobilní telefony mají neustále nižší spotřebu energie a menší rozměry, se každoročně objevují na trhu nové Li-Ionové akumulátory o menších rozměrech a nižší hmotnosti, klasické tekuté nebo gelové elektrolyty nasáklé v separátorech se nahrazují polymery. Označují se buď jako polymerový Li-Ionový článek. Vžitější název je Li-Pol článek.

Hlavními výrobci Li-Ionových prizmatických akumulátorových článků je šest továren v Japonsku (A&T, Hitachi, GS Melcotec, Matsushita, Sanyo a SONY). Pak také kanadská firma Moli a francouzský SAFT a od roku 2001 též korejská LG Chem. V současné době přibývají další firmy, které si výrobní technologie zakoupily.

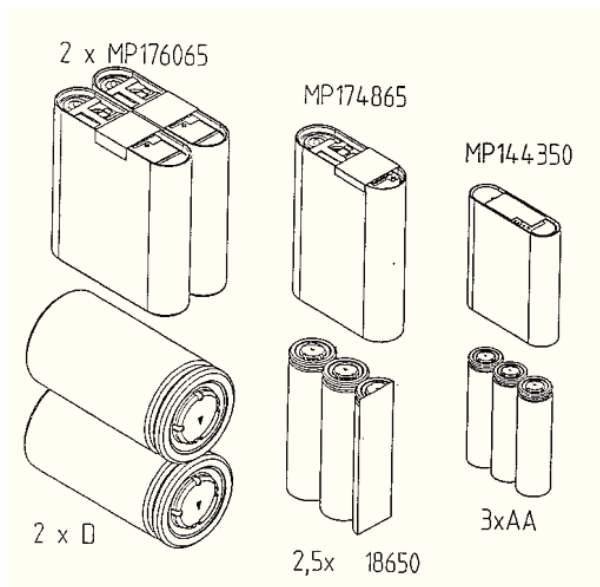


Obrázek 3.7 Průřez prizmatickým Li-Ionovým akumulátorem SAFT

Prizmatické Li-Ionové akumulátory a baterie mají hlavní uplatnění v mobilních telefonech, dále pak ve videokamerách, noteboocích, CD přehrávačích, přenosných LCD televizích, satelitní technice. V článcích pro vysoké výkony se uplatňují v modelářských aplikacích, elektrokolech a elektromobilech.

Zajímavým směrem v oblasti prizmatických Li-Ionů se vydala francouzská firma SAFT. Jako hlavní dodavatel elektrochemických zdrojů pro armády NATO vyrábí v současné době tři rozměry Li-Ionových prizmatických akumulátorů, které mají využití hlavně v radiostanicích a satelitní technice. Jedná se o startovací akumulátory pro letadla a vrtulníky, akumulátory pro radiostanice nebo satelitní techniku po primární lithiové články pro torpédové hlavice. Jsou to typy MP 144350, MP 174865 a MP176065. Typ MP 144350. Svým rozměrem přesně nahradí trojici akumulátorů rozměru AA. Kapacita tohoto

akumulátoru je 2,1 Ah. Pokud vezmeme v úvahu, že v radiostanicích musí tento akumulátor pracovat i v záporných teplotách, pak ho lze srovnávat pouze s akumulátorem NiCd. Pokud srovnáme kapacitu, tak je vlastně dvojnásobná. Podobně jsou odvozeny i velikosti ostatních dvou typů akumulátorů, pak MP 174865 nahrazuje 2,5x rozměr 4/3AF. Dva kusy akumulátoru MP 176065 nahrazují rozměrově dva kusy akumulátoru velikosti D (obrázek 3.8.).



Obrázek 3.8 Rozměrové porovnání akumulátorů válcových a prizmatických

Li-akumulátory můžeme rozdělit podle složení elektrod a s tím souvisí i rozdělení podle napětí a podle použití.

Rozdělením podle jmenovitého napětí:



Obrázek 3.9 Rozdělení podle jmenovitého napětí

Jmenovité napětí 3,6 V

Li-akumulátory se jmenovitým napětím 3,6V jsou nejrozšířenějším typem. Pokud se někde vyskytuje pojem Li-aku nebo Li-Ion, popř. Li-Pol, převážně je myšlen Li akumulátor se jmenovitým napětím 3,6V. Je možné se setkat i označením jmenovitého napětí 3,7V. Snahou norem, je sjednotit v této skupině akumulátorů konečné nabíjecí napětí na 4,2V. Většina výrobců k tomuto požadavku přizpůsobuje svůj vývoj. Ale vždy je třeba parametry jako je konečné nabíjecí napětí nebo konečné vybíjecí napětí zkontrolovat na jednotlivých katalogových listech daného produktu.

Nejběžnějšími akumulátory jsou akumulátory na bázi Li-CoO₂, které se využívají jako zdroje pro mobilní telefony, navigace, herní konzole, videokamery a jiné domácí akumulátorové spotřebiče.

Li-Ion - Li-Pol

Hlavním rozdílem oproti válcovým akumulátorům je dělení na Li-Ion akumulátory a Li-Polymerové akumulátory (Li-Pol).

Hlavní výhodou Li-Polymerových akumulátorů je jejich nižší hmotnost oproti klasickým prizmatickým lithiovým akumulátorům o stejné kapacitě. Akumulátory nemají bezpečnostní ventil, nehrozí zde nebezpečí úrazu při roztržení nebo deformace akumulátoru, protože obal akumulátoru tvoří pouze jednoduché odizolované hliníkové fólie.

Při provozu Li-Polových akumulátorů se vyskytují i nevýhody. Sice nehrozí nebezpečí úrazu při roztržení nebo deformaci, ale k deformacím dochází. Články se mohou nafouknout. To je způsobeno hlavně podvybitím akumulátoru. Může se to stát i při dlouhodobém skladování nenabitého akumulátoru opatřeného elektronikou, kde elektronika sice malým proudem, ale přesto vybíjí akumulátor. Větším problémem je, když je Li-Pol uvnitř přístroje, kde se nafoukne a svojí změnou objemu může zdeformovat nebo poničit třeba obal přístroje. Další nevýhodou je odolnost ve zhoršených klimatických podmínkách.

Jmenovité napětí 3,2 V

Li-akumulátory se jmenovitým napětím 3,2V známe většinou pod označením lithium - železo fosfát (Li-FePO₄). Vyrábějí se jako Li-Ion i Li-Pol.

Nejčastěji se s těmito akumulátory (a zde hlavně v provedení Li-Pol) setkáváme u modelářů pro pohony modelů, ale použití nalezneme také v elektrických kolech a skútrech, elektrických vozidlech a hybridních elektrických vozidlech. Jedná se o akumulátory pro vysoké odběrové proudy a též akumulátory určené pro rychlé nabíjení. Opět se však setkáváme s rozdíly ve jmenovitém napětí. Nejběžnější je sice 3,2V, ale objevují se i údaje 3,0V, 3,1V nebo 3,3V. Konečné nabíjecí napětí u těchto článků je nejběžněji 3,6V, ale opět se vyskytují rozdílná napětí 3,7V nebo 3,5V. Opět je nutno se u každého akumulátoru přesvědčit v technické specifikaci.

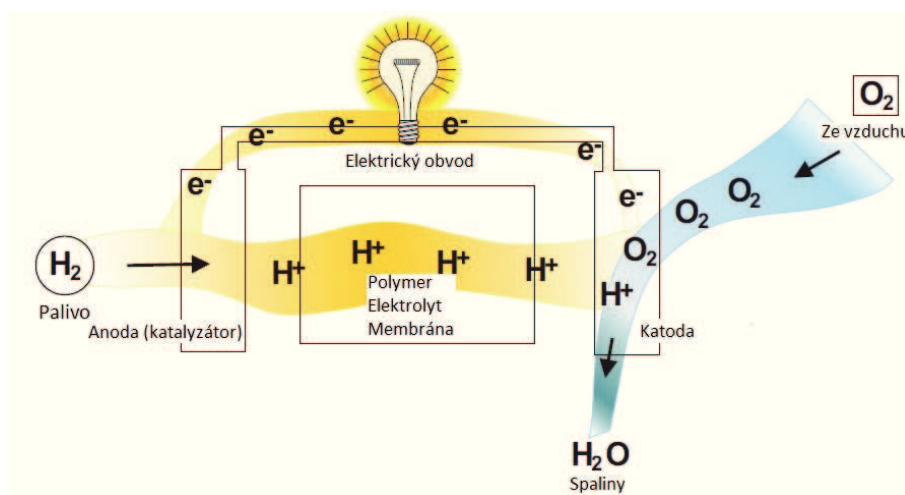
Další rozdělování v této kategorii je podobné jako u válcových akumulátorů, a to podle vybíjecích proudů: 2It (2C), 5It (5C), 10It (10C), ale nalézáme i akumulátory pro 20 It, 30 It. Objemová kapacita je kolem 210 Wh/l. Tyto akumulátory dobře snášejí i vysoké teploty, z hlediska bezpečnosti jsou bezproblémové a mají i nízké samovybíjení (5%). Pokud se používají i s řídicí elektronikou mají i vysokou životnost (< 2000 cyklů).

3.3 Palivové články

Palivový článek je zařízení, v němž na základě elektrochemických procesů dochází k přímé přeměně vnitřní energie paliva na energii elektrickou. Z tohoto ohledu jsou tedy podobné článkům primárním či sekundárním (bateriím). Jsou zde ovšem značné rozdíly. Zásadní spočívá v tom, že aktivní chemické látky nejsou v případě palivových článků součástí anody a katody, ale jsou k nim průběžně přiváděny z vnějšku. Elektrody působí jako katalyzátor chemických přeměn, během činnosti článku se téměř neopotřebovávají a jejich chemické složení se nemění. Palivový článek se tedy nevybíjí. Pokud jsou do něho aktivní látky přiváděny trvale, může pracovat prakticky bez časového omezení. Neexistuje tedy pojem kapacity článku. Kromě napětí se mezi charakteristické parametry obvykle řadí i velikost proudu či výkonu odebíraného z 1 dm² (1 cm²) elektrod. Také se udává měrný výkon (W/kg), objemový výkon (W/dm³) nebo výkon na jednotku plochy elektrod (W/cm²). Pracovní teplota většiny palivových článků je vyšší, u některých typů velmi výrazně, než u baterií, což se odráží jak v technologii výroby, tak i v určité době náběhu, než dosáhnou jmenovitých provozních parametrů.

Princip činnosti palivového článku

Na zápornou elektrodu, které říkáme palivová (anoda), se přivádí aktivní látka (palivo). Tato elektroda oxiduje. Její atomy se zbavují, často za přispění katalyzátoru, jednoho nebo několika elektronů z valenční sféry. Uvolněné elektrony představující elektrický proud se vnějším obvodem pohybují ke kladné elektrodě, katodě. Na kladné elektrodě, kam se přivádí okysličovadlo, naopak probíhá redukce. Atomy okysličovadla volné elektrony přijímají. Současně reaguje s kladnými ionty, které k ní pronikají elektrolytem. V případě, že se vnější obvod se zátěží přeruší, probíhající chemické reakce se z důvodu deficitu elektronů okamžitě zastaví. Jako elektrolyt se často používá vodný roztok alkalického hydroxidu (NaOH, KOH) vázaný do azbestové matrice. Jako palivo slouží čistý vodík a jako okysličovadlo čistý kyslík nebo vzduch zbavený oxidu uhličitého, který by reagoval spolu s elektrolytem na uhlíčan draselný. U těchto palivových článků můžeme použít veliké množství typů katalyzátorů, Účinnost přeměny čistého vodíku na elektrickou energii dosahuje až 60%. Palivové články se uplatňují převážně ve vesmírných a vojenských aplikacích.



Obrázek.3.10 Princip činnosti palivového článku

Výhodou je, že spalování vodíku s kyslíkem produkuje pouze vodu, která není znečišťující látkou. A vodík má také velmi vysokou měrnou hustotu energie ve srovnání s jinými palivy. Obrázek 3.11 stanovuje seznam běžně používaných paliv s jejich hustotou energie. V úvahu musí být vzata skutečnost, že vodík není přítomen v přírodě v čisté formě, ale musí být získán prostřednictvím elektrolýzy vody a převeden na atmosférický tlak, takže jeho objemová hustota energie je ve skutečnosti velmi nízká.

Reaktant	[MJ/kg]	[kWh/kg]
Vodík	120	33.3
Metan	50	13.9
Propan	46.3	12.9
Benzín	44	12.2
Diesel	42	11.7
Ethanol	27	7.5
Methanol	20	5.6
Cukru (glukóza)	15.9	4.4

Obrázek.3.11 Energie reaktantů

Na první pohled je objemová hustota 33,3 kWh / kg vodíku oproti 0,2 kWh / kg lithium-iontových baterií výrazně vyšší hodnota, ale toto srovnání je zkreslené. Ve skutečnosti celý systém, který převádí tuto chemickou energii na elektřinu je tvořena vodíkem stlačeným v nádrži, množstvím palivových článků , čerpadla, filtrů, ventilů, tlakového převodníku, atd. Všechny tyto prvky znamenají další hmotnost v porovnání pouze se samotným vodíkem, přičemž musí být vzato v úvahu, že všechna čerpadla, ventily a řídicí elektronika vyžadují další energii.

Existují různé typy palivových článků, které se mění s typem elektrolytu a paliva, ale vhodnější pro solární pohon letounu PEM (Proton Exchange Membrane) jsou palivové články, protože mají rychlý start a dobu odezvy. Jsou kompaktní a mohou fungovat při nízké teplotě (80°C). Jejich nevýhody je fakt, že jsou stále mnohem dražší než klasické palivové články, protože z platinových palivových článků, které používají, mají špatnou účinnost a jejich životnost a spolehlivost jsou ještě zlepšit.

3.4 Měníč napětí

Jak je popsáno v kapitole 2.4, solární článek má pracovní bod na své aktuální napěťové křivce, kde lze získat maximální výkon. Aby bylo možné pracovat na tomto bodě, který se průběžně pohybuje vzhledem k neustále se měnícím podmínky ozáření, a tím získat nejvyšší množství energie, je nutné do systému zapojit měnič (MPPT - Maximum Power Point Tracker). MPPT je v podstatě DC / DC měnič s variabilním a nastavitelným ziskem mezi vstupním a výstupní napětím. Vstupní napětí dodávají solární panely a výstupní napětí přijímá baterie. MPPT obsahuje elektroniku, která sleduje současné napětí na obou stranách, což

umožňuje stanovit, jaké změny je nutné provést s cílem zajistit co nejlepší využití solárních panelů. Existují různé algoritmy k sledování bodu maximálního výkonu. Jedna z velmi dobře známých metod se nazývá Výstup na vrchol. Vzhledem ke konstantnímu napětí baterie, které je platné v krátkodobém horizontu, zvýšení nebo snížení napětí posouvá pracovní místo, na křivky výkonu na obrázku 2.9, vlevo respektive vpravo. Proud a napětí se měří pro výpočet skutečného výkonu. Pokud je hodnota napětí a proudu vyšší než vypočtený výkon, směr pohyb je udržován pro získání více energie, pokud ne, směr se změní. Důsledkem je, že pracovní bod není nikdy na MPP, ale osciluje kolem něj, což tedy způsobuje, že je průměrný výkon nepatrně nižší než maximální výkon. Tato funkce sledování provozu probíhá pouze v období první fáze dobíjení baterie, když je napětí nižší než maximální hodnota, která by zapříčinila destrukci lithium-ion článků (4.23 V / článek). Ve druhé fázi, tj. konstantní napětí, klesá proud a výkon musí být snížena pod MPP. To znamená, že sledování je stále spuštěno, ale s dodatečnou podmínkou, že pokud se napětí blíží k maximu, směr je automaticky změněn na snížení výkonu.

Jako součást energetického řetězce, MPPT musí být co nejúčinnější. Tedy nejen hardwarová část musí být optimalizována tak, aby se minimalizovaly ztráty v tranzistorech, diodách a tlumivkách, ale i algoritmus musí být nastaven k rychlé adaptaci na změny intenzity záření a dobré stopování přesnosti. Dobře navržený MPPT by měly mít účinnost nad 95%, ale nejlepší produkty dosáhnou až 99%

3.5 Elektrický motor

Elektromotor využívá elektrické energie k výrobě mechanické energie. Tato definice je velmi obecná a ve skutečnosti existuje velké množství elektrických motorů. V praxi se při stavbě malých a středních UAV používají motory napájené stejnosměrným nebo střídavým proudem různých velikostí, momentů a rychlostí.

Elektromotor se vždy sestává ze dvou základních částí, statoru a rotoru. Vždy obsahují magnety a vinutí.

V případě, že je motor napájen stejnosměrným proudem, je rotor motoru opatřen komutátorem a uhlíky, které slouží jako přívod proudu do vinutí na rotoru. Napájecí vodiče jsou vždy dva. Záměnou vodičů se obrátí smysl otáčení motoru. Aby se motor pracoval,

musejí být uhlíky a magnety statoru v určité poloze (tzv. časování), která se liší pro oba smysly otáčení. Změnou časování lze do jisté míry ovlivnit, zda má motor vyšší otáčky a nižší krouticí moment (použití s převodovkou), nebo nižší otáčky, ale vyšší krouticí moment (pro přímý náhon). Regulace otáček je možné dosáhnou také změnou konstantního napětí. Velkým omezením střídavých motorů je nutnost použití kartáčů, které se dotýkají komutátoru, což vytváří tření, jiskry a elektrický hluk, zejména pokud je proud a rychlost otáčení vyšší. Také vinutí indukuje otáčením vysokou setrvačnost. A protože je umístěno ve středu motoru, zbavit se tepla v důsledku působení tření, může být problémem. Zdaleka nejběžnější typy stejnosměrných motorů ve stavbě modelů jsou broušené a bezkartáčové typy, které používají mechanické a elektronické komutace.

Elektromotor, který je napájený střídavým proudem neobsahuje komutátor ani uhlíky (proto brushless – bez uhlíků). Pro zajištění správné činnosti musí řídící regulátor znát polohu rotoru. Proto má motor vestavěné snímače. To lze poznat podle dalších pěti tenkých vodičů vedoucích k motoru. Problémem nastává díky neslučitelnosti regulátorů a motorů různých výrobců. Většina v současnosti vyráběných motorů je proto v provedení bez snímačů (sensorless). Regulátor do vinutí motoru vysílá vysokofrekvenční pulsy a vyhodnocuje jejich indukovaný zpětný odraz, který závisí na polaritě magnetu, jenž je cívcem nejbližší. Obrácení směru otáčení dosáhnete výměnou kterýchkoli dvou vodičů mezi motorem a regulátorem. Výhody motoru jsou četné: velmi přesné řízení rychlosti, s vysokou účinností, spolehlivost, snížení hlučnosti, delší životnost (bez kartáčů), bez ionizujících jisker. Navíc chod motoru neprodukuje takové teplo, jaké podporují stejnosměrné motory, což umožňuje použití vyšších proudů. Z tohoto důvodu je jejich poměr výkonu k hmotnosti velmi vysoký.

Další konstrukci představují střídavé motory s rotačním pláštěm. Výhodou této konstrukce je, že motor má velmi vysoký krouticí moment. Maximální otáčky jsou omezené, což dovoluje pohánět přímo vrtule velkých průměrů a stoupání, bez použití převodovky.

Střídavé motory jsou oproti stejnosměrným se stejným výkonem vždy o 30-50% lehčí a mají až o polovinu vyšší účinnost. Pokud ve stejném modelu pracuje stejnosměrný motor s účinností 55% a střídavý s účinností 80%, je účinnost střídavého motoru o polovinu vyšší. Významnou výhodou střídavých elektromotorů při použití přímého náhonu je mnohem příznivější průběh krouticího momentu. Zatímco stejnosměrný motor dobře táhne jen při

otáčkách blížících se maximu, se střídavým motorem bude dobře navržený model schopen horizontálního letu na 20 nebo i méně procent plného výkonu. To vše znamená výrazné snížení hmotnosti pro UAV, zvýšení výkonů a prodloužení doby letu.

3.6 Vrtule

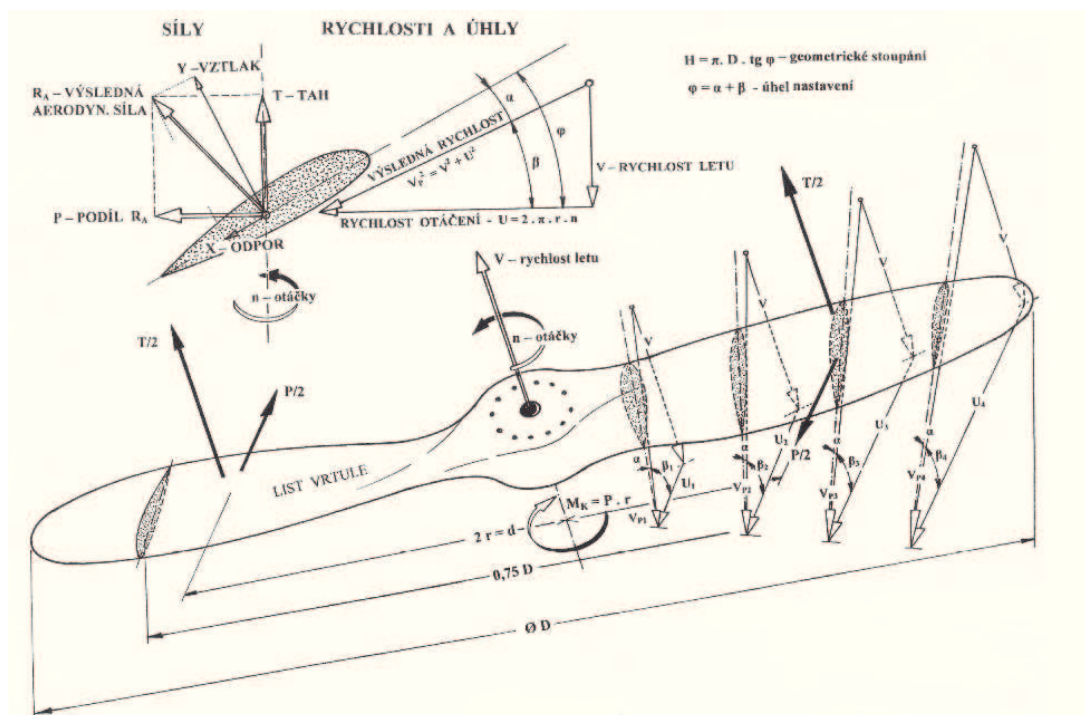
Vrtule je lopatkový stroj tvořený alespoň dvěma vrtulovými. Tyto listy jsou uloženy v náboji, kterým je vrtule připojena k výstupní hřídeli motoru. Náboj může obsahovat zařízení pro přestavování listu, nebo jejich odmrazování. Podle uspořádání pohonné jednotky rozlišujeme vrtule tažné a tlačné. Podle smyslu jejich otáčení, při pohledu ve směru letu, vrtule rozdělujeme na pravotočivé a levotočivé.

Při výrobě vrtulí se využívají prakticky všechny konstrukční materiály používané v leteckém průmyslu. Stále používaným je vrstvené dřevo, vyšší výkony motoru a složitější konstrukce vrtulí si vyžádaly použití lehkých slitin. Velká část moderních vrtulí je vyráběna z kompozitního materiálu.

Při otáčení vrtule jsou listy obtékány proudem vzduchu a vzniká na nich, stejným způsobem jako na křídlech letadel, aerodynamický vztlak a odpor, jejichž součtem je výsledná aerodynamická síla působící na vrtuli. Složka, rovnoběžná s osou otáčení vrtule, je tah vytvářený vrtulí, složka ležící v rovině otáčení je odpor. Součtem momentů odporových sil ve všech průřezech po celé délce všech listů je celkový odporový točivý moment vrtule, který je opačný k hnacímu momentu vytvářenému zdrojem mechanické energie.

Pohyb vrtule se skládá z rotace kolem vlastní osy a z dopředného pohybu ve směru letu. Vrtule tak vykonává pohyb po šroubovici. Vzdálenost, kterou vykoná vrtule za jednu otáčku, se nazývá geometrické stoupání vrtule. Tato vzdálenost závisí na úhlu nastavení, tedy úhlu, který svírá list vrtule s rovinou otáčení. S rostoucí vzdáleností od osy vrtule roste i obvodová rychlost listu. Proto se po délce listu mění jak jeho příčný profil tak i úhel nastavení, který zajišťuje ideální polohu profilu vůči nabíhajícímu proudu vzduchu (úhel náběhu).

Když rychlost letadla a otáčky motoru odpovídají geometrickým charakteristikám, vrtule pracuje s maximální možnou účinností, protože obtékání jejích listu se blíží výpočtovému stavu. Změní-li se v nějaké fázi letu úhel náběhu vrtule, její účinnost klesne. V některých případech se může stát i aerodynamickou brzdou a vyvíjí záporný tah, může dokonce přejít až do turbínového režimu, kdy pohání motor.



Obrázek.3.12 Práce vrtule

Při navrhování efektivní vrtule narazíme na stejné problémy jako u křídla letadla. Najít nejlepší profil, třetivu a úhel náběhu, které minimalizují odporový točivý moment a maximalizují tah pro danou axiální rychlost. Toto optimum se mění podél listu, od náboje po špičku listu, kvůli rostoucímu poloměru, a tedy rychlosti. Dobrá vrtule by měla mít účinnost nejméně 80%. Účinnost 85%, je vynikající hodnota, kterou je obtížné překonat. Tato hodnota není konstantní a mění se s rychlostí vzduchu a rychlostí otáčení. Pro letadla létající v měnících se podmínkách, z hlediska rychlosti a nadmořské výšky, může být použita stavitelná vrtule, ale na úkor hmotnosti. Efektivita vrtule η_{VR} je definována jako poměr mezi tahem vrtule T a axiální rychlosti vrtule v , vůči odporovému momentu M_{VR} a počtu otáček n .

$$\eta_{VR} = \frac{T v}{M_{VR} n} \quad (3.3)$$

4 Energetická bilance UAV s elektropohonem a fotovoltaickým zdrojem

4.1 Úvod

Konstrukce bezpilotních létajících prostředků vypadají velice podobně. Konstruktéři mají hlavní snahu při návrhu i stavbě UAV maximálně snížit váhu stroje, díky čemuž mohou použít menší, a tím i lehčí, pohonné jednotky nebo může být zvýšena užitečná zátěž. Fotovoltaické články bývají umístěny na horních stranách nosných ploch, trupu a stabilizačních plochách tak, aby byly co nejvíce vystaveny slunečnímu záření. Jednotlivé fotovoltaické články jsou nejčastěji na povrchu UAV nalepeny nebo tvoří rovnou nosnou konstrukci křídel a trupu, což snižuje váhu bezpilotního prostředku.

Stejně jako všechny ostatní letouny, solární letadlo má křídla, která představují vztlakovou část. Během ustáleného letu proudění vzduchu kvůli jeho relativní rychlosti vytváří dvě síly: vztlak, který udržuje letadlo ve vzduchu a tím kompenzuje hmotnost a odpor, který je kompenzován tahem vrtule.

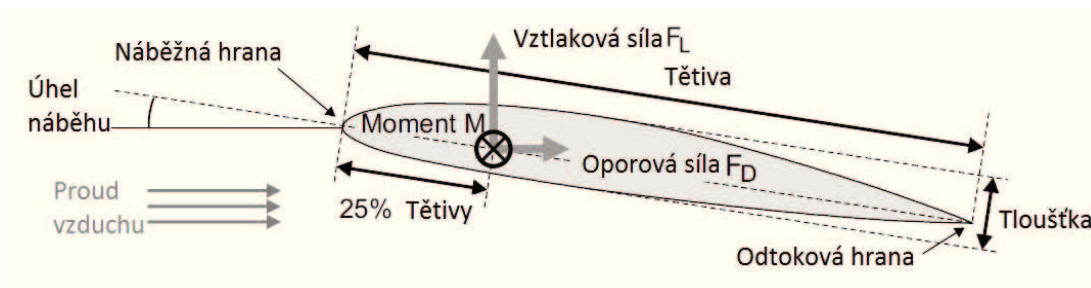


Obrázek 4.1 Síly působící na letadlo

4.2 Aerodynamika křídla

Obrázek 4.2 reprezentuje průřez křídla v laminárním proudění vzduchu. Vzduch protéká konstantní rychlostí v . Nesouměrný profil nosné plochy způsobuje, že vzduch obtéká její horní stěnu větší rychlostí než stranu spodní. Podle Bernoulliho rovnice je tlak na horní stranu nosné plochy menší než na spodní stranu a na celou nosnou plochu působí vztlaková aerodynamická síla F_L . Ta působí proti tíhové síle a udržuje letadlo ve vzduchu. Na celou

nosnou plochu působí též odporová síla F_D , kterou překonává tažná síla motorů. Tyto síly mohou být vypočítány podle následující rovnice:



Obrázek 4.2 Průřez křídla v laminárním proudění

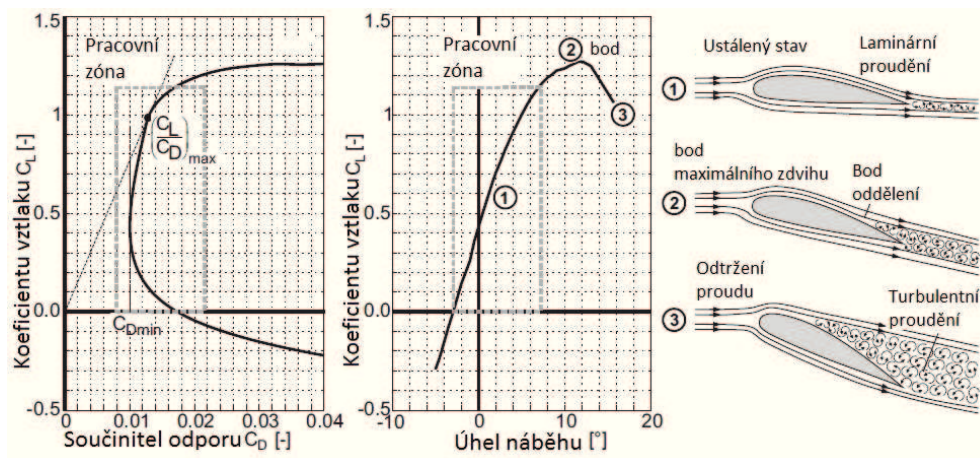
$$F_L = C_L \frac{\rho}{2} S v^2 \quad (4.1)$$

$$F_D = C_D \frac{\rho}{2} S v^2 \quad (4.2)$$

Kdy C_L a C_D jsou v tomto pořadí koeficienty vztlaku a odporu, ρ je hustota vzduchu, S plocha křídla a v relativní rychlost. C_L a C_D silně závisí na profilu, úhlu náběhu a Reynoldsově číslu Re , které představuje viskozitu vzduchu.

$$Re = \frac{\rho v c}{\mu} = \frac{v c}{\nu} \quad (4.3)$$

Zde μ je dynamická viskozita, ν kinematická viskozita a c představuje tětivu. Závislost na úhlu náběhu je znázorněna na obrázku 4.3. Zvyšováním úhlu náběhu docílíme nárůstu C_L , ale postupně dojde k odtržení toku vzduchu od profilu, který začíná na odtokové hraně. To způsobuje nárůst turbulentní zóny. Tento proces vede k nárůstu C_D . Vztlak stoupá k maximu, ale odpor se také stává příliš vysokým. Po tomto bodě, je chování obtížné předvídat, nebo simulovat, ale v podstatě se odpor stále zvyšuje, aniž by ho následoval vztlak, který klesá.



Obrázek 4.3 Polára křídla

V předchozí části textu bylo popisováno křídlo s nekonečnou délkou. Pro skutečné křídlo jsou charakteristické víry na koncích křídel, které způsobují další přidaný odpor tzv. indukovaný odpor. Představuje energii vynaloženou na vznik víru za křídlem. Tento odpor můžeme popsat matematicky takto:

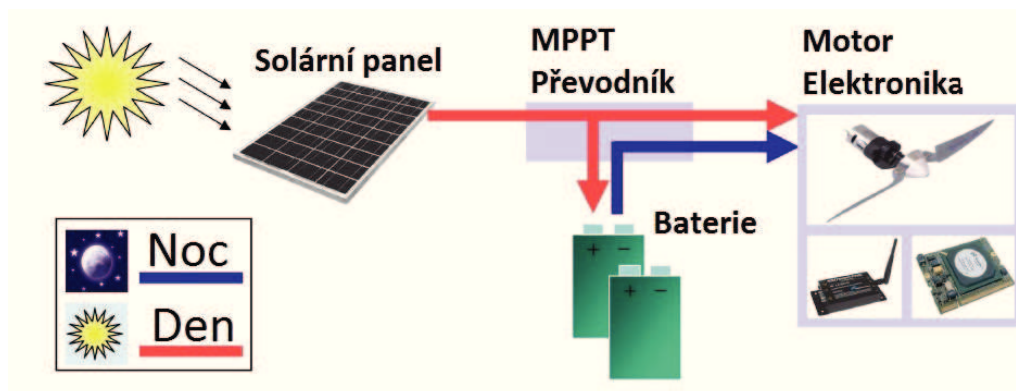
$$C_{Dind} = \frac{C_L^2}{e\pi AR} \quad (4.4)$$

AR je poměr stran, tj. poměr mezi rozpětím křídel \underline{b} a délkou tětiny \underline{c} , který může být také vyjádřen z plochy křídla pomocí $AR = b / c = b^2 / (bc) = b^2 / S$. Proměnná e je Oswaldova účinnost. Faktor, který nabývá hodnot mezi 0 a 1. Jedna je ideální případ, kdy je rozložení zatížení na křídle eliptické. V mnoha případech se tato hodnota pohybuje mezi 0,75 a 0,85. Tento indukovaný odpor je třeba vzít v úvahu zejména v případě malých letounů, kde se tento aspekt stává důležitějším. Konečný odpor dostaneme připočítáním parazitárních odporů dalších částí letadla, jako jsou trup nebo ocas. Konečný součinitel odporu vzduchu je tedy součtem těchto odporů.

$$C_D = C_{Ddr} + C_{Dind} + C_{Dpar} \quad (4.5)$$

4.3 Princip zapojení solárních panelů na UAV

Solární panel, složený ze solárních článků zapojených v definované konfiguraci pokrývá plochu křídla nebo potenciálně i jiných částí letadla, jako jsou ocasní plochy nebo trup. Během dne, v závislosti na slunečním záření a poloze slunce na obloze, přeměňují světlo na elektrickou energii. Převodník zajišťuje, že solární panely pracují na maximální výkon. To je důvod, proč se toto zařízení nazývá Maximum Power Point Tracker, což lze vyjádřit také zkratkou MPPT. Tato získaná energie se používá především k pohánění pohonné skupiny a palubní elektroniky. Sekundárním úkolem je nabíjení baterie přebytkem energie.



Obrázek 4.4 Princip zapojení

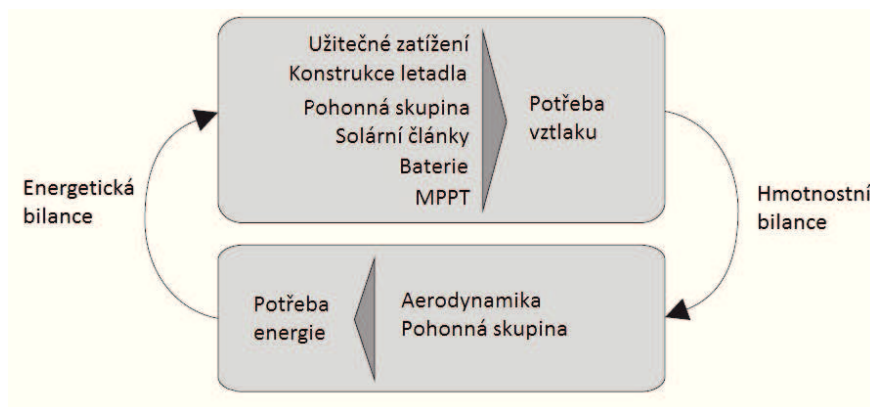
Během noci, kdy už solární panely nemohou dodávat potřebný výkon, všechny spotřebiče zásobují energií baterie, které se nabyly během dne. Tento proces následně trvá až do rána, kdy začne nový cyklus. Po popisu tohoto obecného pojmu, bude následovat popis teorie energetická bilance UAV s elektropohonem a fotovoltaickým zdrojem.

4.4 Koncepční návrh určování energetické bilance

Tato část je teoretickým jádrem této práce, která popisuje koncepční návrh metodiky určování energetické bilance UAV s elektropohonem a fotovoltaickým zdrojem. Ať už se jedná o UAV k užívání v nízké nadmořské výšce nebo UAV sloužící jako komunikační platforma létající ve vysoké nadmořské výšce. Práce se zabývá pouze případem, kdy UAV letí v konstantní výšce. Pokud by se uvažovalo o situacích, kdy UAV mění svou letovou hladinu během mise, výpočty energetické bilance by se musely rozšířit o scénáře jako ukládání potenciální energie ve výšce nebo o možnost použití vzestupných proudů. Z tohoto důvodu se práce soustředí na let v konstantní výšce, kdy skladování přebytku sluneční energie probíhá v baterii.

Metodika je založena na dvou jednoduchých bilancích, které jsou zastoupeny na obrázku 4.5.

- Energetická bilance: Energie, která se shromažďuje v průběhu dne ze solárních panelů, musí být rovna elektrické energii nebo vyšší než je potřebné pro letoun, a to v případě letadla pouze na solární pohon. V jiném případě musí podstatně prodloužit výdrž letadla, aby se fotovoltaický systém vyplatilo při provozu letadla využívat.
- Hmotnostní bilance: Vztlková síla musí být rovna hmotnosti všech prvků tvořících letoun.



Obrázek 4.5 Závislost energetické a hmotnostní bilance

Pro získání energetické bilance bezpilotních létajících prostředků, ale i letadel na solární pohon, lze použít dvě základní koncepční metody, diskrétní a analytickou.

- Diskrétní metoda (může být také popsána jako opakující se proces): spočívá ve výběru první sady komponentů (motor, solární panely, baterie, atd.) na základě čistého odhadu konečného požadovaného výkonu nebo na základě předchozích vzorů. Poté může být dimenzována celková hmotnost, povrch křídla a pohon. Po výběru určitého typu motoru, převodovky a vrtule můžeme vypočítat výkon potřebný pro vodorovný let. Tato hodnota se porovnává s výkonem, který je k dispozici ze solárního generátoru, který byl vybrán na začátku procesu. Tento proces se dále opakuje a tak dochází k upřesňování výběru komponentů. V každém dalším opakování by mělo docházet k zlepšování návrhu energetické bilance. Nevýhodou tohoto postupu je zdoluhavý proces výběru a nemožnost ho aplikovat u dalšího prototypu stejně. Nelze jej přesně matematicky popsat.
- Analytický přístup: Spočívá ve stanovení všech vztahů mezi prvky určenými analytickými rovnicemi pomocí modelů popisujících charakteristiky každého z nich. Tato metoda má obrovskou výhodu v tom, že přímo poskytuje jedinečný a optimalizovaný návrh. Ale vyžaduje zpracování matematického modelu. V následující části se práce snaží navrhnout takovýto model. Matematický model by měl mít velmi široký rozsah, tak že metodika může být použita pro širokou škálu velikostí a hmotností UAV pohaněných solární energií.

V následujících částech se práce snaží specifikovat rovnice pro vyjádření výkonu potřebného pro let letadla ve vodorovném, ustáleném letu. Následně specifikuje model pro výpočet energie, kterou dodávají solární panely na povrchu letadla, a která je k dispozici za denního slunečního záření. Modelování rovnic pro výpočet hmotnosti letadla není součástí zadání, ale pro úplnost řešení problematiky bude tento problém také v této práci zmíněn.

4.5 Energetická bilance

Výkon potřebný pro let v ustáleném vodorovném letu

V ustáleném vodorovném letu vztlaková síla generovaná křídly kompenzuje hmotnost letadla a tah vrtule kompenzuje odporovou sílu. Pomocí rovnic (4.1) a (4.2) lze psát:

$$mg = C_L \frac{\rho}{2} S v^2 \quad (4.6)$$

$$T = C_D \frac{\rho}{2} S v^2 \quad (4.7)$$

Z rovnice (4.6) lze izolovat rychlost v :

$$v = \sqrt{\frac{2mg}{C_L \rho S}} [m/s] \quad (4.8)$$

Takto vypočtenou rychlost dosadíme do rovnice (4.7) pro výpočet výkonu vodorovného, ustáleného letu P_{ul} :

$$P_{ul} = T v = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{(mg)^3}{S}} \sqrt{\frac{2}{\rho}} [W] \quad (4.9)$$

Pomocí definice poměru $AR = b^2 / S$, kde b je rozpětí křídla a S plocha křídla, může být přepsána předchozí rovnice takto:

$$P_{ul} = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{2ARg^3}{\rho}} \frac{m^{3/2}}{b} [W] \quad (4.10)$$

4.6 Výpočet potřebné energie

Chcete-li získat celkovou spotřebu elektrické energie P_{elec} , je třeba brát v úvahu účinnost motoru, jeho elektronického regulátoru, převodovky a vrtule, stejně jako spotřeba energie systému avioniky a řízení P_{av} . Další energetické nároky může mít v systému spotřeby užitečné zatížení. To může představovat kamery, nejrůznější druhy čidel a snímačů. Tuto spotřebu energie označíme P_{uz} . Při zapojení avioniky a užitečného zatížení se využívá v stabilizátoru napětí (BEC). Při výpočtu celkové energetické spotřeby se nutno brát jeho účinnost také v úvahu. Tyto další energetické nároky vedou nakonec ke k celkovému elektrickému příkonu.

$$P_{elec} = \frac{1}{\eta_{reg} \eta_{mot} \eta_{pre} \eta_{vrt}} P_{ul} + \frac{1}{\eta_{bec}} (P_{av} + P_{uz}) [W] \quad (4.11)$$

Pro výpočet denní spotřeby energie využívá celkový spotřebovaný výkon (rovnice 4.11) a čas letu:

$$E_{elec} = P_{elec} T_{den} [W/h] \quad (4.12)$$

Pokud požadujeme nepřetržitý let, musíme brát v úvahu účinnost vybití a nabití baterie v noci.

$$E_{elec} = P_{elec} \left(T_{den} + \frac{T_{noc}}{\eta_{nab} \eta_{vyb}} \right) [W/h] \quad (4.13)$$

Je jasné, že za soumraku a svítání, kdy solární energie je nižší než celkový požadovaný výkon oba zdroje, tj. solární generátor a baterie pracují zároveň. Přechod z jednoho zdroje na druhý je progresivní. Za účelem zjednodušení výpočtu, budeme tento přechod považovat za okamžitý. Zavedeme denní období T_{den} , během kterého se baterie nabíjí a noční dobu T_{noc} , během které je využívána nabitá energie. Tento předpoklad můžeme považovat za platný, protože přechodné období je relativně krátké a dopad toho, že výkon pochází od baterie, a nikoli od solárních panelů, je součástí nabíjecího cyklu a jeho účinnost je velmi blízká 100%.

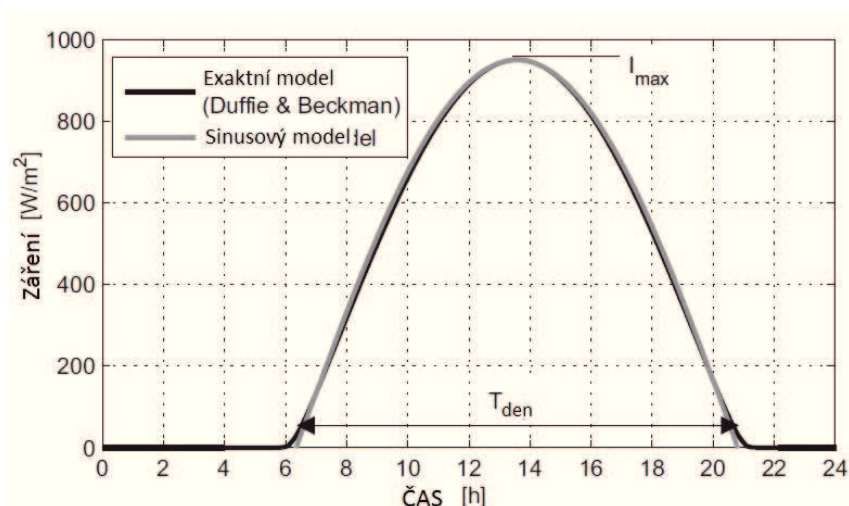
4.7 Model slunečního záření

Záření závisí na mnoha proměnných, jako je zeměpisná poloha, čas, orientace roviny, povětrnostní podmínky a albedo, které reprezentuje odraz od povrchu. Existují přesné modely intenzity záření, ale pro potřeby této práce si je co nejvíce zjednodušíme. Model rovné plochy nahradíme pozitivní částí sinusoidy, jak je znázorněno na obrázku 4.6.

V literatuře se používá řada polynomů ke zjednodušení. Toto řešení má tu nevýhodu, že není logické, ale intuitivní. Přizpůsobení profilu ozáření na jiné datum nebo zeměpisné místo má za následek interpretaci nových polynomů. Zde budeme používat jednoduché goniometrické modely pouze s dvěma parametry, maximální ozáření I_{max} a délku dne T_{den} , které mohou být snadno interpretovány. Denní sluneční energie na čtvereční metr je plocha pod křivkou a může být snadno vypočítána rovnicí (4.14).

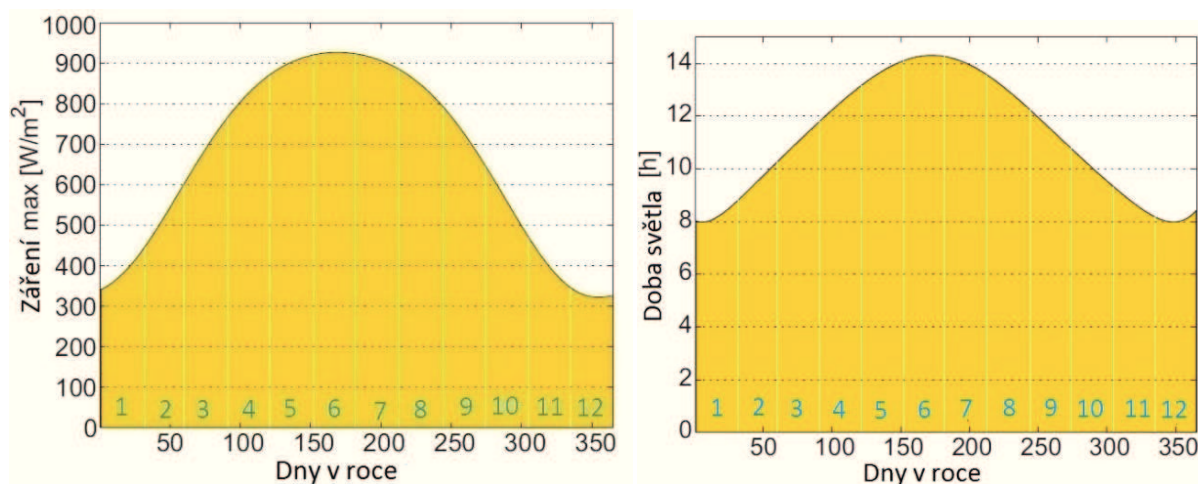
Aby bylo možné zohlednit počasí, tedy jestli je slunečno nebo zataženo, zavedeme konstantu η_{poc} s hodnotou mezi 1 (jasné nebe) a 0 (zatažená obloha). Předchozí tvrzení představuje prostor pro výpočet.

$$E_{den \text{ hustota}} = \frac{I_{max} T_{den}}{\pi/2} \eta_{poc} [W/h] \quad (4.14)$$



Obrázek 4.6 Model intenzity záření

Parametry I_{\max} a T_{den} závisí na místě a datu. Obrázek 4.7 ukazuje vývoj těchto parametrů v celém roce v České republice (hodnoty jsou pouze přibližné).



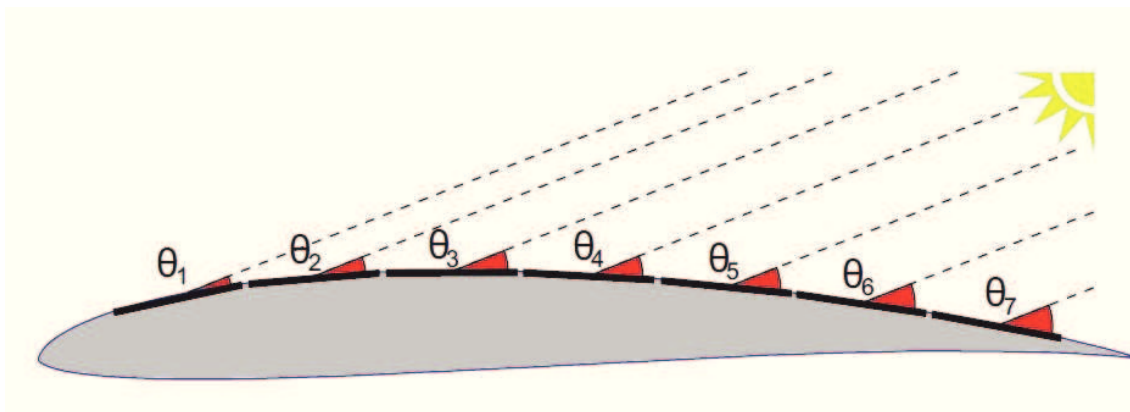
Obrázek 4.7 Parametry I_{\max} a T_{\max}

Můžeme pozorovat, že v zimě délka dne, ale také maximální záření poklesne vzhledem k velmi nízké poloze slunce na obloze. Pro tyto důvody je jednodušší dosáhnout 24 hodin nepřetržitého letu v létě než v zimě, kdy ve střední Evropě trvá déle den než noc. Pokud jde o vliv polohy na povrchu Země, je samozřejmé, že v blízkosti rovníku nebo ve vysoké nadmořské výšce jsou výhodnější podmínky, ale trvání délky noci a dne jsou ekvivalentní. Pokud uvažujeme o opačném směru, tedy vyšší zeměpisné šířky na severu, můžeme využít výhod plynoucích ze slunce, které svítí celých 24 hodin, ale převýšení je úhel slunce velmi

nízký, a proto se sníží i maximální výkon. Každopádně celková energie během dne je vyšší než na rovníku.

4.8 Výpočet solární energie

Celkové elektrické energie se získá vynásobením výsledku rovnice (4.14) s povrchem solárních článků A_{SC} , jejich efektivností a účinností MPPT. Dalším důležitým faktorem je úhel γ , který svírá solární článek se slunečními paprsky. Maximální výkon solárních panelů dostaneme, pokud je úhel roven nule. Navíc, musíme vzít v úvahu skutečnost, že buňky neleží na vodorovném povrchu, ale kopírují tvar horní strany profilu křídla. V sérii vzájemně propojených buněk produkuje ta buňka s nejnižším ozářením nejmenší proud. Tak se tento proud stává limitním proudem pro všechny ostatní buňky. Tento problém se vyskytuje hlavně při východu nebo západu slunce, když se slunce nachází nízko u obzoru. Tento problém závisí také na orientaci letounu. Tuto situaci reprezentuje na obr. 4.8, kde první buňku poblíž náběžné hrany má nejmenší elevační úhel 1 a tak penalizuje další buňky.



Obrázek 4.8 Úhel dopadu záření na profil

Z tohoto důvodu je důležité dávat pozor při zapojování článků a pokud možno nezapojovat články do série od náběžné k odtokové hraně křídla tak, aby neměly stejnou orientaci. Při měřeních odborníci zjistili, že ve srovnání se solárními články položenými na rovné ploše, články na profilu křídla mají ve střední Evropě až o 10% menší účinnost během celého dne. Z tohoto důvodu bude při výpočtu uvažována účinnost η_{uh} . Její velikost se bude pohybovat kolem 90%. Pak výpočet celkové solární energie vypadá:

$$E_{elec} = \frac{I_{max} T_{den}}{\pi/2} A_{SC} \eta_{sc} \eta_{MPPT} \eta_{poc} \eta_{uh} \cos \gamma [W/h] \quad (4.15)$$

Solární články

Ve srovnání s jinými přístupy, kdy je určeno pevné procento z křídla, na kterém se solární články nacházejí, považujeme v tomto případě povrch k vyrovnání celkové elektrické energie spotřebované každý den s celkovou elektrickou energií získanou ze slunce. Pomocí rovnice (4.13) a (4.15), dostaneme požadovaný povrch pokrytí plochy solárními panely:

$$A_{SC} = \frac{\pi}{2\eta_{SC} \eta_{MPPT} \eta_{uh} \eta_{poc} I_{max} \cos \gamma} \left(1 + \frac{T_{noc}}{T_{den}} \frac{1}{\eta_{nab} \eta_{vyb}}\right) P_{elec} [m^2] \quad (4.16)$$

Pro požadavek na provoz UAV pouze ve dne se pomocí rovnic (3.12) a (3.15) tato rovnice převede do tvaru:

$$A_{SC} = \frac{\pi}{2\eta_{SC} \eta_{MPPT} \eta_{uh} \eta_{poc} I_{max} \cos \gamma} P_{elec} [m^2] \quad (4.17)$$

4.9 Hmotnostní bilance

Nedílnou součástí výpočtu bilance UAV na solární pohon je také hmotnostní bilance. Cílem této práce není se této problematice podrobně věnovat, ale pro potřeby předešlých výpočtů energetické bilance uvede postup a ukázky výpočtu hmotnostní bilance.

Výpočet hmotnosti

Dobrý model pro propočet hmotnosti letadla nebo UAV musí propočítat každou část systému na palubě. To je nezbytné pro dosažení přesné celkové hmotnosti \underline{m} tak, aby jej šlo využít v rovnici (4.10). V dalších odstavcích práce popíše všechny části tvořící letoun.

Neměnná váha

Na každém UVA existují systémy, které mají danou váhu, která nebude záviset na velikosti dalších systémů a dílů. Do této kategorie patří užitečné zatížení, u kterého je požadavek definován na začátku mise. Do jisté míry do této kategorie můžeme zahrnout také avionické systémy, pokud jsou definovány na začátku návrhu konstrukce

$$M_{fix} = M_{av} + M_{uz} \quad (4.18)$$

Konstrukce letadla

Hmotnost konstrukce letounu je určitě nejtěžší část výpočtu celkové váhy. V literatuře, která se zabývá letouny na solární pohon, nalezneme dva hlavní přístupy široce používané pro výpočet váhy. Jedná se o modely popisující letadla v měřítku několika metrů. První přístup navrhl D. W. Hall[9]. Spočívá ve výpočtu samostatné hmotnosti všech prvků tvořících drak letadla, to znamená prvky, které jsou nezbytné k uskutečnění letu (trup, nosné plochy, tedy křídlo, ocasní plochy, tedy SOP, VOP, podvozek a soustava řízení) jako funkci celkové hmotnosti z poměru stran a plochy křídla. Tato metoda je velmi podrobná a přesná. Nicméně, jejich autoři její platnost jednoznačně omezili pro letouny s hmotností mezi 1000 až 3000 libry, což odpovídá hmotnosti 453 až 1360 kg. Tento model uplatnili konstruktéři jako Colozza [8] na solárním letounu s více než 60 metry rozpětí křídel, ale je nepoužitelné v rozsahu UAV nebo MAV. Druhý přístup, navržený v roce 1969 W. Stenderem [10], je založen na sledování statistických údajů pro kluzáky s dvounosníkovým ocasem. Celková hmotnost draku W_{dr} se odhaduje parametrickým způsobem jako funkce b rozpětí křídel, povrchem křídla S a počet n ocasů, A a B jsou konstanty.

$$W_{dr} = A(nSb^2)^B \quad (4.19)$$

Data a vypočtené odhady hmotnosti draku, maximální zatížení a geometrie letadla u stroje Solar Challenger a u dalších UAV konstruovaných pro let ve vysokých nadmořských výškách byl přijat návrhový koncept, který byl použit v regresní analýze. Ta byla definována jako $A = 0,310$ a $B = 0,311$ (imperiální jednotky lbs / ft) pro třídu ultralehkých letadel s kovovým nosníkem křídla a se dvěma ocasy [18]. Po přepočtu na standardní mezinárodní jednotky, metrické jednotky, a za použití definice poměru $AR = b^2 / S$, můžeme předešlý vzorec přepsat takto:

$$W_{dr} = 8.763n^{0.331}S^{0.778}AR^{0.467} \quad (4.20)$$

Tento model byl příznivě přijat (Bailey [11], Colozza [9], Irving [10], Romeo [17], Youngblood [18]) a také Rizzo [8], který navíc navrhl vlastní model získaný vylepšením dat prototypu vyrobeném v NASA a navrhl jej jako přednostní pro UAV.

$$W_{dr} = 15.19 S^{0.656} AR^{0.651} \quad (4.21)$$

Dalším modelem, který je nutné vzít v úvahu při počítání hmotnosti UAV je úměra mezi hmotností draku a povrchem jeho křídla. Guglieri pro tento předpoklad užívá poměr $2,5 \text{ kg/m}^2$ pro solární letoun s posádkou, stejně jako Brandt, který navrhuje poměr $0,97 \text{ kg / m}^2$ [8,] pro jeho UAV HALE s rozpětím 61 metrů. Pro další UAV na solární pohon "Sunbeam" s rozpětím 38 cm Roberts a kol. [13] používá hodnotu $0,2 \text{ kg/m}^2$. Rehmet [105,], navrhl vzorec:

$$M_{dr} = 0.103 \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \right] b^2 + 1.157 \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \right] S \quad (4.22)$$

Tento vzorec může být přepsán jako:

$$M_{dr} = \left(\frac{0.103}{AR} + 1.157 \right) S \quad (4.23)$$

Vede opět k lineárnímu modelu mezi hmotností draku a povrchem křídla.

Solární panely

Za účelem získání solárního panelu jsou elektricky propojené solární články zapouzdřeny mezi dvě reflexní průhledné vrstvy. Konečný výpočet hmotnosti solárního panelu musí vzít v úvahu buňky v zapouzdření.

MPPT

Jak již bylo uvedeno, je MPPT nezbytné k přizpůsobení napětí solárního panelu, aby poskytoval nejvyšší možný výkon. S růstem fotovoltaického trhu existuje mnoho komerčně dostupných MPPT, ale protože se používají hlavně pro pevné aplikace (zahradní domky, apod.), nejsou optimalizovány pro nízkou hmotnost. Ale již existují převodníky, které byly vyvinuty pro solární letadla a solární automobily. Tyto převodníky mají dva hlavní požadavky, nízkou hmotnost a vysokou účinnost. U MPPT je důležité, že hmotnost je přímo úměrná maximální výkonu.

Baterie

Pokud jde o baterie, její hmotnost je přímo úměrná energii, kterou potřebuje, a nepřímo úměrná její měrné hustotě energie.

Pohonná jednotka

Výpočet hmotnosti pohonné jednotky není snadný úkol, protože se skládá ze čtyř podčástí (řídící elektroniky, motoru, převodovky a vrtule), které mají všechny vlastní hustotu výkonu a efektivity. Při pohledu na návrhy solárních letounů je hlavním předpokladem, že se váha pohonné jednotky lineárně zvětšuje rostoucím výkonem na hřídeli. Většina návrhů bere pro zjednodušení v úvahu pouze motor. Důvodem je skutečnost, že motor představuje v porovnání s ostatními částmi většinu hmotnosti pohonné jednotky.

4.10 Plošné zatížení

Studiu korelace mezi hmotnostmi, rozpětím křídel, plochou křídla a rychlostí obecně, a to nejen u kluzáků a velkých dopravních letadel ale i v živočišné říši, se zabývá mnoho vědců. Výborné a stručné hodnocení všech těchto korelací lze nalézt v [16]. Jeden z nejlepších přispívatelů v této oblasti je Henk Tennekes, který představil v knize " The Simple Science of Flight " [17] velmi zajímavou korelaci, která popisuje vše od hmyzu, ptáků a letadel. Vztahy shrnul v schématu s názvem "Velký letový diagram", kde je zastoupeno prakticky všechno, co umí létat. Výsledkem je 12 řádů na váhu, 2 řády v cestovní rychlosti a 4 řády plošného zatížení definovaným jako poměr mezi hmotností a plochou křídla. To je společné pro ovocnou mušku i Boeing 747, na plošné zatížení všech těchto létajících objektů přibližně platí:

$$\frac{W}{S} = 47W^{1/3} \quad (4.24)$$

Představa o geometrické podobnosti je základem této rovnice. Vycházíme z [16], tak, že zatížení je W , vztlak L a hmotnosti m , pro ustálený vodorovný let, můžeme vyjádřit, pokud jde o charakteristickou délku křídla b , jako:

$$W = L = mg \approx b^3 \quad (4.25)$$

Plocha křídla S lze vyjádřit jako:

$$S \approx b^2 \quad (4.26)$$

a plošné zatížení:

$$\frac{W}{S} \approx b \quad (4.27)$$

která může být dále rozvinutá:

$$\frac{W}{S} = k_1 W^{1/3} \quad (4.28)$$

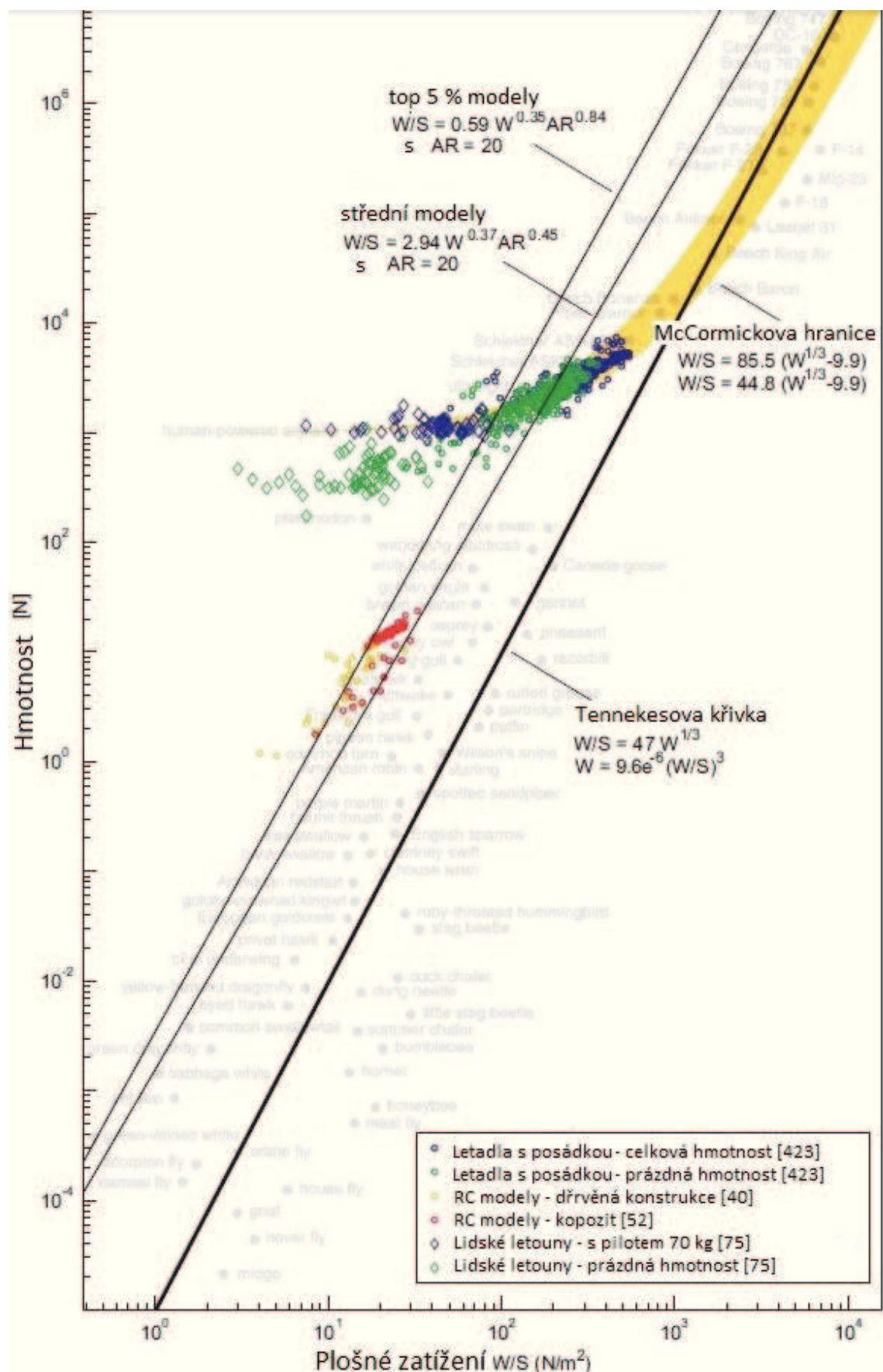
k představuje konstantu, která byla určena empiricky a její hodnota je 47. Obrázek 4.9 ukazuje pozici 415 kluzáků databáze velkého diagramu letu. RC větroně byly rozděleny do dvou skupin podle jejich techniky konstrukce a to buď dřevěná (balzová) konstrukce žeber nebo konstrukce pomocí kompozitu. Na diagramu lze odečíst i polohu letounů, které mají nejmenší zatížení ze 415 letadel. To je 19 tipů, tedy top 5% a také dalších 40 modelů středně velkého zatížení. Tyto modely jsou rozloženy na křivkách rovnoběžných s Tennekesovou křivkou. Což ukazuje velmi dobře na stejnou kubickou tendenci.

V knize "Aerodynamika, Letectví a Mechanika letu" [12], McCormick navrhl vlastní model, také na základě kubického zákona, pro odhad zatížení křídla letadla s posádkou. McCormick definuje horní a dolní hranice jako:

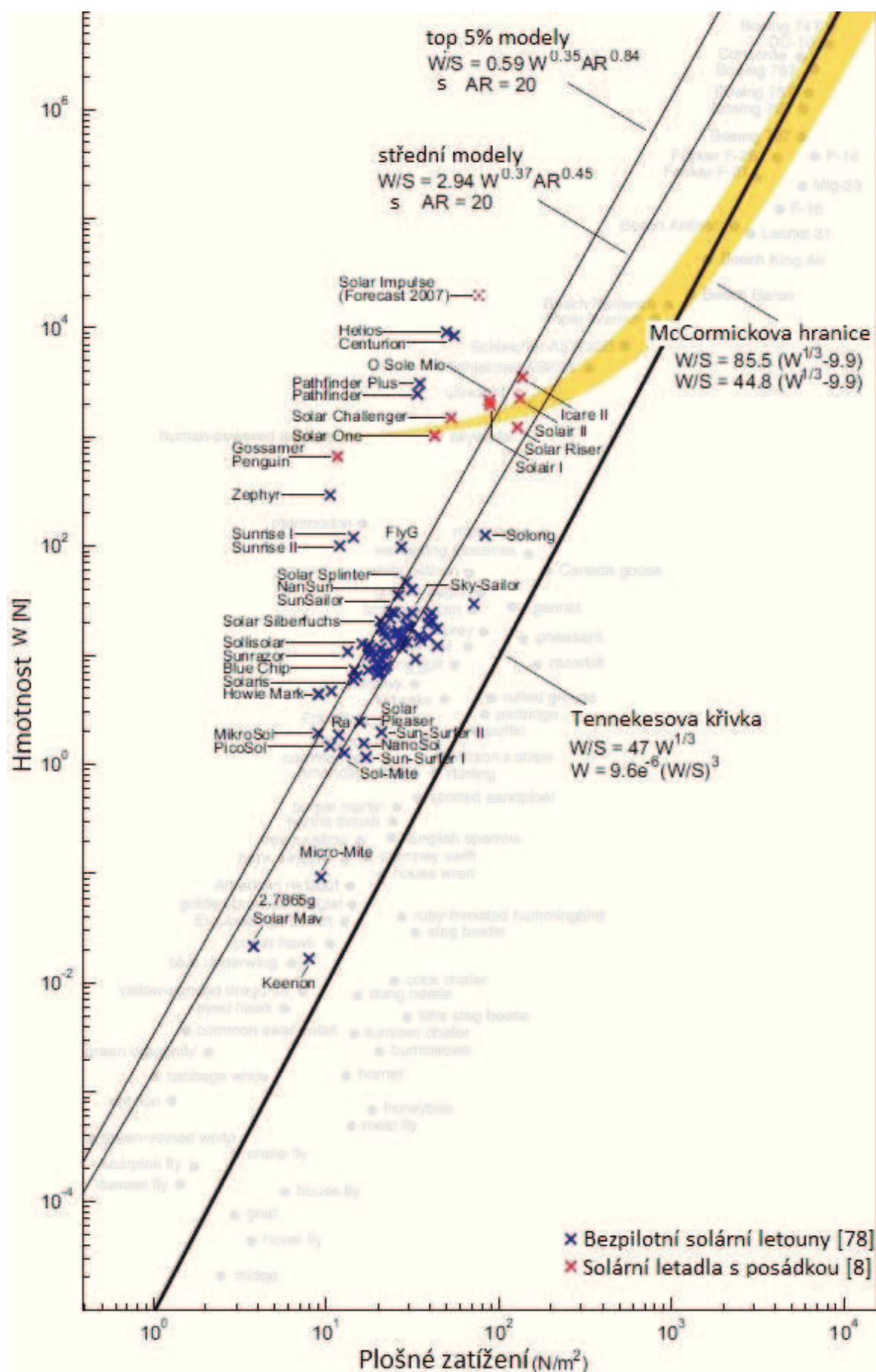
$$\frac{W}{S} = 85.5W^{1/3} - 9.9 \text{ horní hranice}$$

$$\frac{W}{S} = 43.8W^{1/3} - 9.9 \text{ dolní hranice}$$

Můžeme také vidět přehled všechny hlavní solární letadel předvedených k datu uvedení na Velké Diagram letu. Představuje to 86 tipů, od 1 g MAV až k působivému Heliosu, poslednímu solárnímu prototypu NASA o hmotnosti vyšší než 900 kg. Tento přehled znázorňuje obrázek 3.10. Je možné vidět, že malá solární letadla se nacházejí v grafu ve stejné oblasti jako nesolární rádiem řízené kluzáky na obrázku 3.9.



Obrázek 4.9 Velký diagram letu

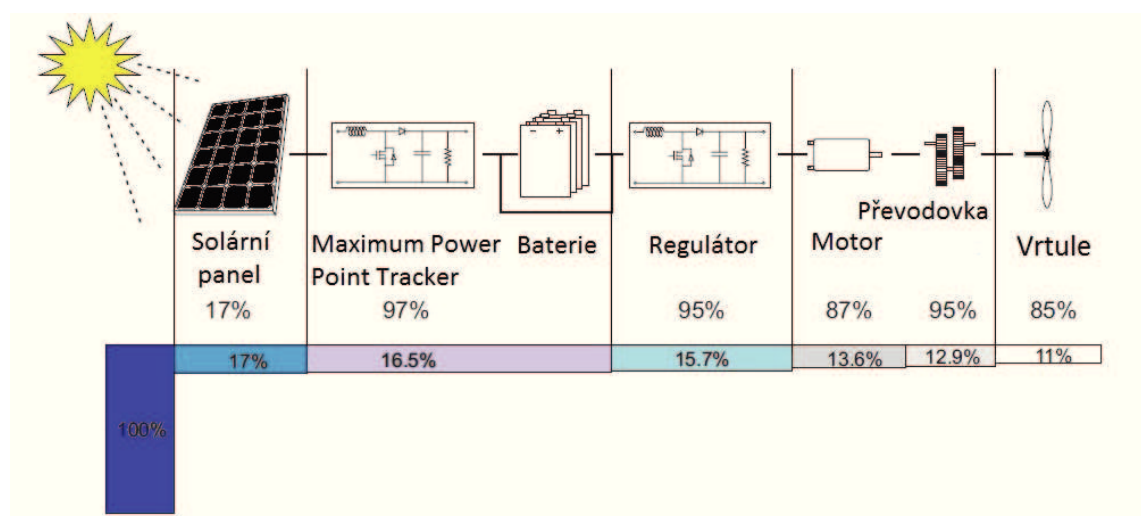


Obrázek 4.10 Velký diagram letu

4.11 Způsoby zvýšení výkonu solárního systému UAV

Z energetické bilance je patrné, že čím více energie jsme schopni do systému pohonu dodat, tím více můžeme zvýšit výkonnost nebo prodloužit délku mise solárního bezpilotního prostředku. Vyšší výkon umožňuje vzít na palubu větší užitečné zatížení a tím zefektivnit práci UAV. Proto je důležité zjistit co nejpřesněji energetickou účinnost systému dodávky a spotřeby energie. Proto musíme pochopit ztráty, které se v tomto systému vyskytují.

Obrázek (4.11) ukazuje, že největší rezervy nalezneme v práci solárních článků. Ostatní ztráty jsou v porovnání s prací solárních článků téměř zanedbatelné. Následující část popisuje možnosti snížení ztrát v systému dodávky a spotřeby energie.



Obrázek 4.11 Ztráty v systému

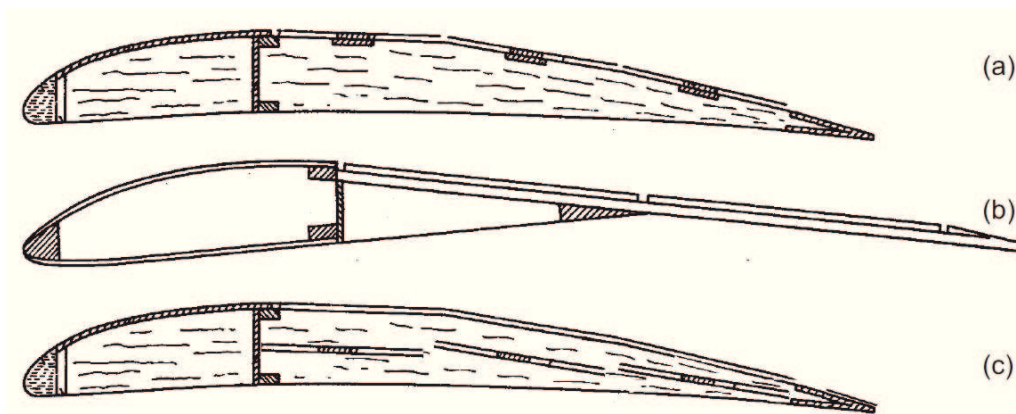
Solární články

U solárních článků můžeme nalézt několik způsobů jak zvýšit účinnost jejich práce. Především je to změna technologie solárních článků a změna konstrukce UAV.

Použití nových solárních technologií umožňuje zvýšit účinnost článků až na 40% (viz část 2.4). Tyto nové technologie jsou ve srovnání s dosud používanými až 2x účinnější, ale také podstatně dražší. Další možností je pokrytí i dalších ploch povrchu letadla. Plochy jako trup letadla, ocasní plochy ale i řídicí elementy. Zejména u větších letounů přináší další plochy s instalovanými slunečními panely výhodu. Zejména na svislé ocasní ploše, která umožňuje zachytit sluneční energii účinněji, než vodorovné křídlo. To je projevuje zejména za svítání a západu slunce, dva velmi kritické momenty v provozu solárních letounů. U menších UAV tento postup může přinést určité problémy. Buňky instalované na trupu mají

vyšší riziko prasknutí při nezdařeném přistání. Také tyto plochy bývají malé s velkým poloměrem zakřivení a navíc orientované do různých směrů (obrázek 4.8). To přináší problémy při návrhu a způsobu zapojení panelu do systému. Další problém může nastat s centrální UAV při instalaci panelů dále od těžiště vzhledem k tomu, že solární články a další části systému, jako kabeláž značně ovlivňují rozložení váhy.

Při použití tužších solárních buněk, které nelze dostatečně ohýbat tak, aby mohly kopírovat tvar profilu, můžeme články na povrch integrovat dvěma různými způsoby. První řešení spočívá v přizpůsobení profilu, který bude obsahovat rovné části, které umožní nainstalování článků, jak je znázorněno na obrázcích 4.12a a 4.12b. Problém je ve snížení aerodynamické účinnosti letounu, což se ještě více projeví, pokud články nejsou součástí profilu křídla. Druhé řešení je umístit buňky na rovnou podporu přímo uvnitř křídla, jak je znázorněno na obrázku 4.12c. Aerodynamické vlastnosti nejsou ovlivněny jako v předchozím případě, ale teplo způsobené prací solárních článků, které nemohou být efektivně chlazeny, tak jak je tomu pokud jsou v přímém kontaktu s prouděním vzduchu, může zvýšit teplotu. Tím se snižuje jejich účinnost a také to může vést k deformacím konstrukce křídla a jeho povrchu. Při procesu navrhování konstrukce je vhodné solární články integrovat přímo do profilu křídla ať už s krycí folií nebo bez ní. Toto řešení pak vytváří hladký povrch, protože tvar buněk velmi přesně kopíruje tvar profilu křídla. Díky tomuto řešení dostáváme velmi dobré aerodynamické vlastnosti, ale tento postup vede k těžšímu křídlu ve srovnání s konstrukcí s nosníkem a žebry, na kterém jsou články přilepeny.



Obrázek 4.12 Způsob umístění solárních článků

Zásadní pozornost je třeba věnovat výběru krytu profilu. Testy ukázaly, že použitím standardních krycích folií používaných ve stavbě RC modelů snižuje elektrickou energii dané buňky o 30% až 40% z důvodu jejich odrazivosti. To znamená, že solární propustnost se

pohybuje mezi 60% a 70%. Proto je lepší použít speciální nereflexivní folie, které nabízejí velmi dobrou propustnost až do výše 96% v tloušťce 50 μm . Jsou vyrobeny speciálně pro flexibilní fotovoltaické panely a nabízejí dobré mechanické vlastnosti i ve vlhku. Ochrana je výrobcem zaručena více než 20 let.

Za účelem zvýšení výkonu solárních panelů můžeme také použití oboustranné sluneční články. Oboustranné solární články umožňují na spodní straně zachytit albedo, tj. světlo odražené od země. To byl případ 62 120 buněk UAV Helios. Toto uspořádání vyžaduje zvýšenou péči o spodní stranu nosné plochy, která je vyrobena z průhledného materiálu. Oboustranné moduly umožňují vyrábět od 10% až 50% více energie.

Další možností zvýšení účinnosti je instalace pohyblivých slunečních panelů. Myšlenka, aby byly solární články umístěny jinde než na povrchu nosných ploch či jiné části konstrukce UAV, již byla použita u několika konstrukčních návrhů. Solární články jsou na nich umístěny na plochý panel, který je se aktivně orientuje s cílem sledovat slunce a tak zajistit úhel dopadu slunečních paprsků 90° po celý den. Výhodou tohoto řešení je fakt, že může za úsvitu a za soumraku získávat energii efektivněji než když články na křídle a mohou být při této konstrukci použity neohebné pevné články.

Tradiční solární pohony bezpilotních prostředků jsou navrženy tak, že staticky zařazované fotovoltaické buňky pokrývají horní nosnou plochu křídla. Toto uspořádání udržuje buňky prakticky paralelně k zemi během doby, kdy je letadlo v normálním horizontálním letu. To značně omezuje místa a roční období, ve kterých je UAV na solární pohon schopen zachytit dostatek energie ze slunce pro fotovoltaické buňky.

Aby solární pohon bezpilotních prostředků využívaný k letu mohl výrazně ovlivnit množství času, které UAV stráví ve vzduchu, musí být geografická poloha vzhledem ke slunci taková, aby úhel mezi normálovým vektorem slunce a normálovým vektorem fotovoltaických buněk byl dost malý na to, aby poskytl buňkám odpovídající sluneční energie k napájení UAV. U klasických UAV jsou fotovoltaické buňky umístěny na nosné ploše křídel skoro vždy kolineárně s normálovým vektorem povrchu země. To vytváří úhly, které nejsou příznivé pro maximalizaci zachycování sluneční energie. Dlouhodobé lety tradičních solárně poháněných letounů jsou tak do značné míry závislé na prostředí, kde se vyskytují proudy stoupajícího vzduchu během dne, což vyžaduje pokročilé dovednosti v rámci pilotáže. Najít stoupající vzduch a vyhnout se klesajícím proudům vzduchu. Vzhledem k těmto omezením existuje jen málo solárních UAV, které úspěšně letěly v prostředí vyšších zeměpisných výšek.

Tato omezení jsou velice citelné na místech, která leží výrazně daleko od rovníku. Ve vyšších zeměpisných výškách je již velmi špatné prostředí pro provoz UAV se solárním pohonem, a to zejména v zimě, kdy slunce nevystupuje vysoko nad obzor. Dokonce i na místech v blízkosti rovníku, kde je střídání ročních období zanedbatelné, svítí slunce téměř kolmo k ploše UAV pouze několik hodin během dne.

UAV s fotovoltaickými články, které sledují intenzitu slunečního svitu tak, že jsou k dopadajícím paprskům světla v optimálním úhlu, jak tato práce navrhuje, je životaschopnou metodou, která rozšiřuje geografické hranice a minimalizuje sezónní omezení, která jsou vlastní tradičním UAV s fotovoltaickým pohonem.

Úpravou vzorců (4.16) a (4.17) dostaneme vztah pro výpočet velikosti solárního panelu při daném výkonu. Ve výpočtu již nebereme v úvahu koeficient zakřivení profilu, protože solární články jsou umístěny na rovné desce. Dále nebereme v úvahu úhel, protože solární panel se během letu otáčí za sluncem tak aby byl úhel vždy nulový.

Rovnice pro výpočet velikosti solárních panelů pro 24 hodinový provoz má tvar:

$$A_{SC} = \frac{\pi}{2\eta_{SC} \eta_{MPPT} \eta_{poc} I_{max}} \left(1 + \frac{T_{noc}}{T_{den}} \frac{1}{\eta_{nab} \eta_{vyb}}\right) P_{elec} [m^2] \quad (4.29)$$

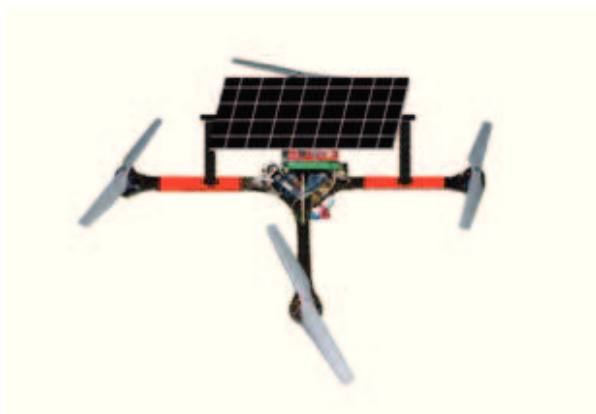
Rovnice pro výpočet velikosti solárních panelů pro denní provoz má tvar:

$$A_{SC} = \frac{\pi}{2\eta_{SC} \eta_{MPPT} \eta_{poc} I_{max}} P_{elec} [m^2] \quad (4.30)$$

Nicméně, další přidání odpor, hmotnost celé konstrukce a energie potřebná pro systém sledování slunce, má za následek, že letoun je daleko citlivější na boční vítr a přidání panel nepříznivě ovlivňuje aerodynamiku. Navíc při provozu UAV na solární pohon není již tak kritický let ve dne, ale v noci, kdy se přebytek hmotnosti a odporu může stát kritickým pro let a tedy nežádoucím.

Umístění na UAV s kolmým startem a přistáním

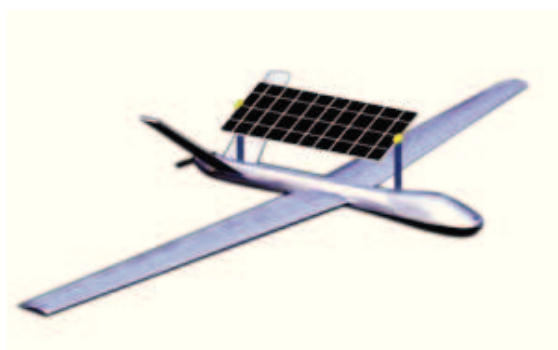
Při tomto uspořádání UAV je navrhovaný systém prakticky jediným možným způsobem, jak dosáhnou dostatečné plochy fotovoltaického panelu, aby měl význam pro pohon UAV. Takto umístěný panel přináší i další dříve popsané výhody.



Obrázek 4.13 Solární panel na UAV s kolmým startem

Umístění panelu na klasickém UAV

Takto navržený panel může být umístěn i na UAV s klasickým uspořádáním. Osa otáčení je ve směru letu UAV, aby co nejméně ovlivňoval aerodynamické vlastnosti UAV. Panel může být při tomto návrhu kombinován i s fotovoltaickými buňkami na nosných plochách bezpilotního prostředku



Obrázek 4.14 Solární panel na UAV klasického uspořádání

U dalších částí pohonného systému je zvyšování účinnosti velice složité. To vyplývá z toho, že pracovní účinnost většiny částí dosahuje až 98%. Ale jako výhodné se jeví používání střídavých motorů místo stejnosměrných. Další možností je instalace vrtule s nastavitelnými listy. V tomto případě je ale vyšší účinnost vykoupena vyšší vahou takového vrtule.

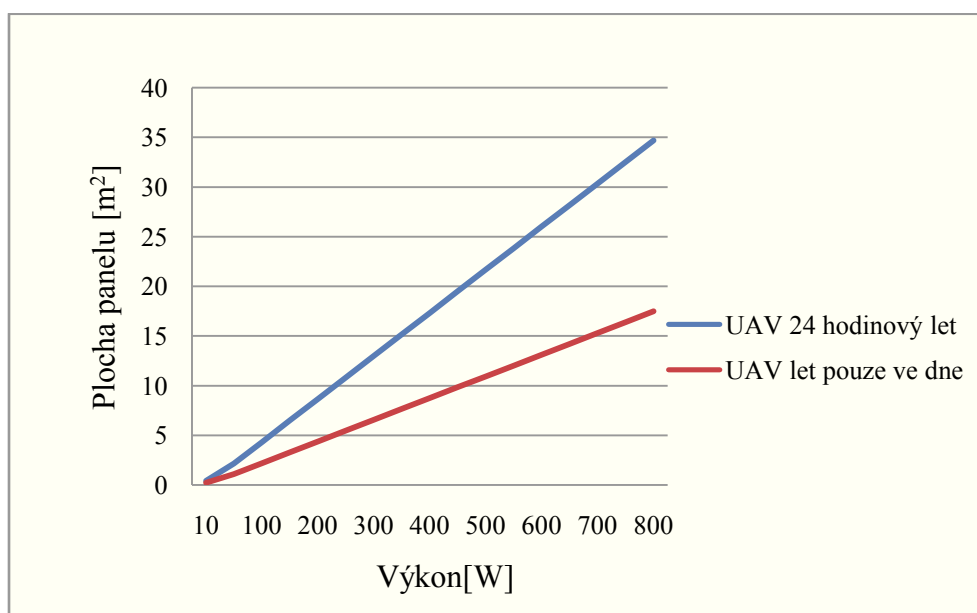
5 Fotovoltaické zdroje a pohony pro UAV

Při návrhu elektropohonu UAV poháněného solární energií je důležité pochopit účinnost různých způsobů realizace umístění solárních panelů. Jak již bylo řečeno výše, existuje několik způsobů jak a kam umístit solární panely. Každý z těchto způsobů má výhody a nevýhody. Další velký rozdíl nalezneme v návrhu UAV a jeho pohonné skupiny pokud jde o délku mise, která je požadovaná. Je značný rozdíl v energetické náročnosti systému pohonu UAV, pokud bude provozován pouze za denního světla nebo se počítá s 24 hodinovým provozem. Nyní tyto aspekty z hlediska energetické účinnosti.

Ze vzorců (4.16) a (4.17) lze vyvodit závislost výkonu a potřebné plochy solárních panelů pro vodorovný let. Z této závislosti vyplývá, že pro UAV, které je konstruováno pro celodenní let musí mít při stejném výkonu větší plochu solárních panelů. Tabulka 5.1 ukazuje u vybraných výkonů potřebnou plochu křídla. Při výpočtu je uvažován konstantní úhel dopadu paprsku na solární články 45° . Solární články umístěné na profilu křídla s účinností 16% a intenzita záření je 1000W/m^2 . Graf 5.1 ukazuje průběh této závislosti.

Potřebný výkon (W)	UAV let pouze ve dne (m^2)	UAV let 24 hodin (m^2)
100	2,19	4,04
300	6,56	12,11
1000	21,86	40,35

Tabulka 5.1

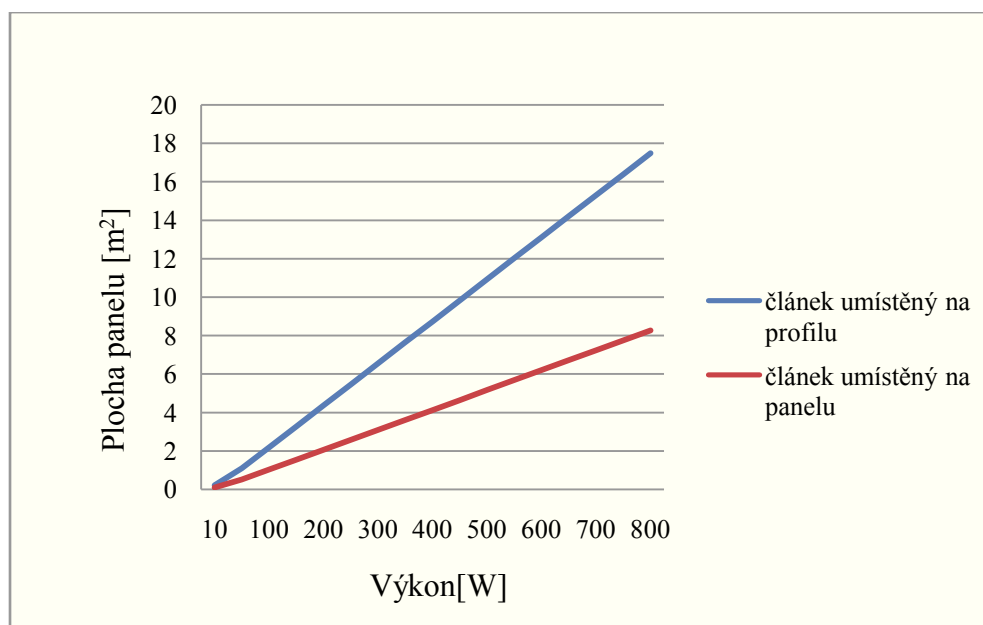


Graf 5.1 Závislost plochy a výkonu

Další velký rozdíl při návrhu UAV nalezneme, pokud se rozhodneme solární články umístit místo na horní stranu profilu křídla do panelu nad letounem, který je schopen otáčet se tak, aby paprsky dopadaly vždy kolmo na plochu solárních článků. Díky tomuto uspořádání je možné se vyhnout ztrátám energie způsobeným pohybem slunce během dne. Také odpadají ztráty vznikající umístěním článků na profilu, protože v tomto případě jsou články umístěné na rovné ploše. Výpočet pomocí vzorců (4.17) a (4.30) porovnána tyto dva způsoby umístění panelů. Počítá s provozem UAV pouze za denního světla s účinností článků 16% a intenzitou záření 1000 W/m^2 . Tabulka 5.2 ukazuje plochu solárních panelů potřebnou pro určený výkon při různé konfiguraci umístění panelů a graf 5.2 průběh této závislosti.

Potřebný výkon (W)	UAV s články na profilu (m^2)	UVA s otočným panelem (m^2)
100	2,19	0,69
300	6,56	2,08
1000	21,86	6,94

Tabulka 5.2



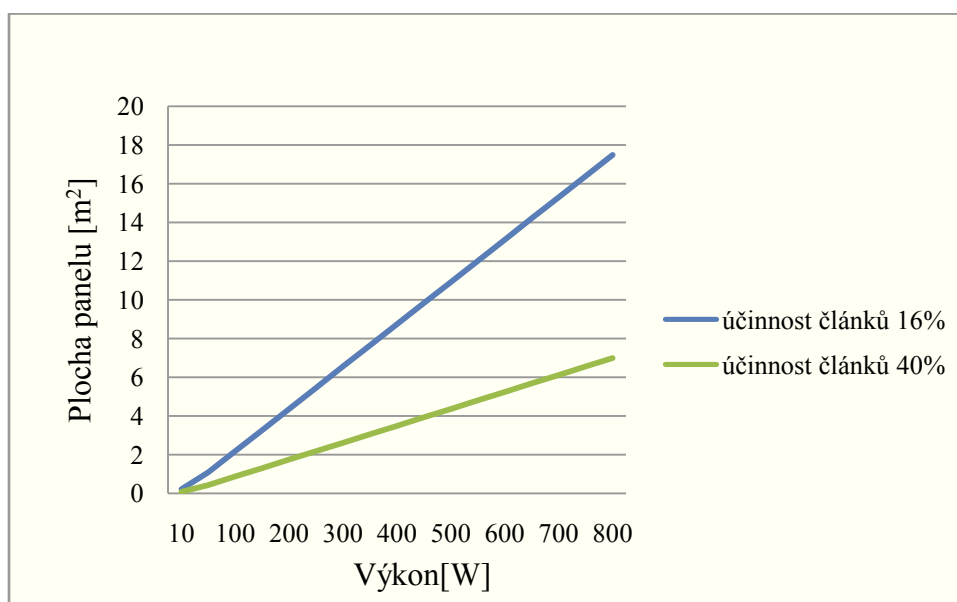
Graf 5.2 Závislost plochy a výkonu

Významný faktor ovlivňující plochu solárních panelů vůči výkonu, který UAV pro let potřebuje je účinnost solárních článků. Běžně se na trhu objevují články s účinností kolem

16%, ale jak již bylo řečeno, existují typy článku s účinností přesahující 40 %. Tabulka 5.3 ukazuje srovnání velikosti plochy solárního panelu, který obsahuje články s účinností 16% a 40%. Při výpočtu je uvažován konstantní úhel dopadu paprsku na solární články 45°. Solární články umístěné na profilu křídla a intenzita záření je 1000W/m². Graf 5.3 ukazuje průběh této závislosti.

Potřebný výkon (W)	Plocha panelu při 16% účinnosti (m ²)	Plocha panelu při 40% účinnosti (m ²)
100	2,19	0,87
300	6,56	2,26
1000	21,86	8,74

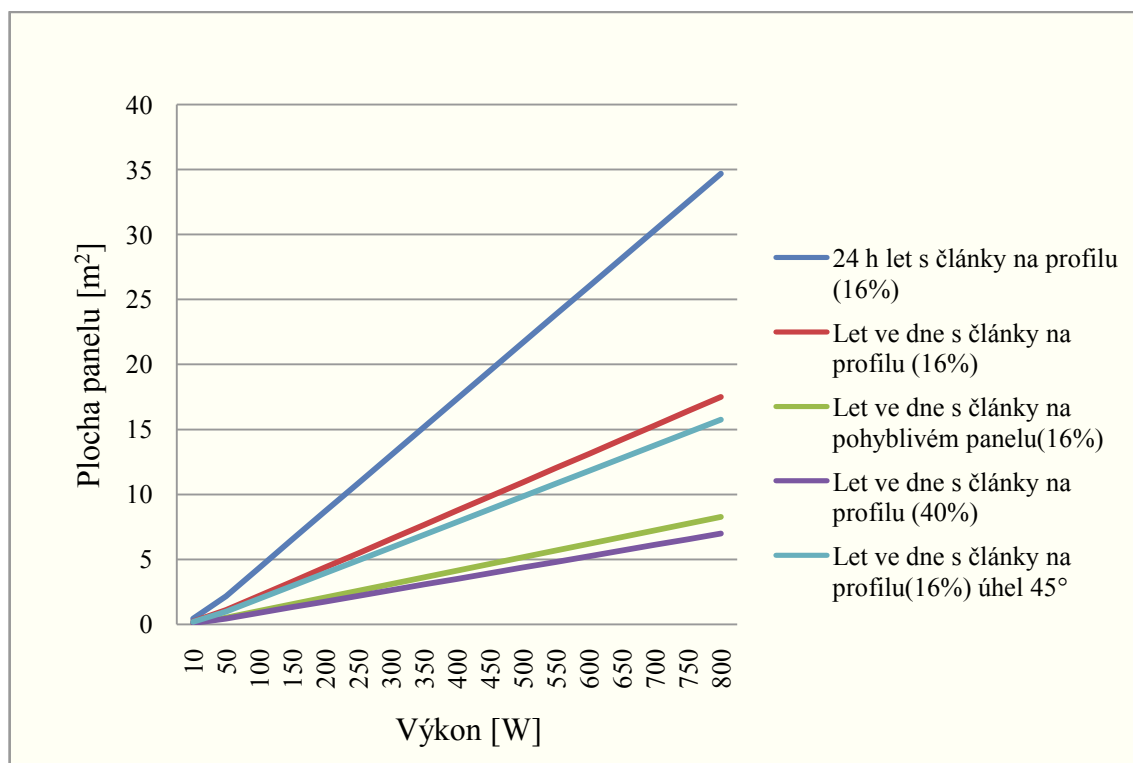
Tabulka 5.3



Graf 5.3 Závislost plochy a výkonu

Uvedené tabulky a grafy ukazují nezkreslené výpočtové hodnoty. Ve skutečném provozu UAV tyto čísla ovlivňují další faktory. Výpočty nezahrnují stav počasí oblačnosti a viditelnosti, které ovlivňují intenzitu dopadajících paprsků, která se neustále mění. Dále nezahrnuje změnu úhlů dopadajících paprsků na solární panely umístěné na povrchu křídla. S pohybem UAV se tento úhel neustále mění a tím ovlivňuje účinnost solárních článků. Graf 5.4 znázorňuje vybrané závislosti výkonu a plochy solárních panelů na způsobu umístění těchto panelů. Je patrné, že největší nároky na velikost solárních panelů budou mít UAV, které plní mise po 24 hodin. Můžeme také vidět, že umístění článků na pohyblivý panel je mnohem výhodnější, než články se stejnou účinností, ale na které dopadá záření pod úhlem.

Ale tuto výhodu do značné míry znehodnocují problémy s instalací otočných panelů na UAV jak bylo popsáno v kapitole 4.3.



Graf 5.4 Závislost plochy a výkonu

Grafy 5.1 až 5.4 ukazují, že UAV mají příliš malou plochu křídel k potřebnému výkonu. Proto se jako nejvýhodnější pro stavbu UAV na solární pohon jeví lehká konstrukce kluzáku s velkým rozpětím křídel. Tato konstrukce umožňuje umístění velkého množství solárních panelů na povrch nosné plochy. Díky malé hmotnosti můžeme použít menší motor a za letu můžeme využít stoupavých proudů. Následující přehled zaznamenává možné konstrukce UAV na solární pohon.

Mikro UAV (do 5 kg)

Rozpětí:	3,2 m
Plocha povrchu křídla:	1,30 m ²
Profil křídla:	Epplar 64
Délka:	2,9 m
Letová hmotnost:	4,1 kg
Solární pole:	49 buněk
Solární články typu:	Shell Solar Power Max Type IV
Výkon solárních článků:	77 W
Elektromotory:	Hacker B40 12L

Převodovka:	Hacker B 4:1
Vrtule:	CAM Carbon 13x17
Výkon motoru:	54W
Účinnost motoru:	52%

Close Range UAV (25 až 150 kg)

Rozpětí:	16 m
Plocha křídla:	22 m ²
Profil křídla:	Wortman FX 63 -137
Délka:	5,4 m
Prázdná hmotnost:	120 kg.
Letová hmotnost:	200 kg
Solární pole:	2499 buněk
Solární články typu:	Solarex
Velikost buňky:	8,5 x 8,5 cm
Výkon solárních článků:	1800 W
Elektromotory:	Karl Friedel
Typ magnetu:	Samarium Cobalt
Výkon motoru:	2,2 kW
Účinnost motoru:	86 %

HALE UAV(od 1000 kg)

Rozpětí křídel:	75,2 m
Délka:	3,6 m
Plocha křídla:	183 m ²
Prázdná hmotnost:	599 kg
Maximální hmotnost:	929 kg
Užitečné zatížení:	329 kg
Elektrická energie:	62120 oboustranných solárních článků pokrývajících horní profil křídla. Buňky jsou křemík a jsou o 19% efektivnější.
Pohon:	14 střídavých elektrických motorů, každý o výkonu 1,5 kW

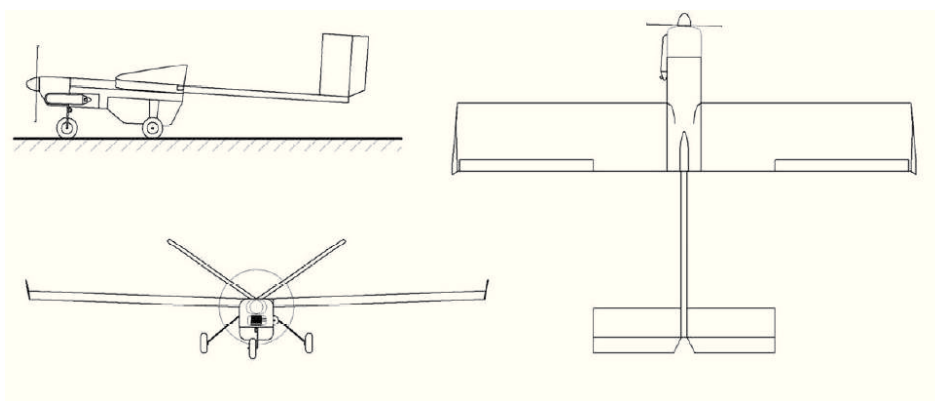
5.1 Návrh pohonu a zdroje fotovoltlaické energie pro UAV

Na Ústavu letecké dopravy při Vysoké škole báňské vnikl v minulých letech prototyp bezpilotního létajícího prostředku. Při návrhu pohonu a zdroje fotovoltlaické energie využijeme pro demonstraci tento již existující prototyp. Při jeho konstrukci se počítalo s dalším rozvojem modelu pro účely sledování pomocí instalace odpovídající avioniky, ale s možností instalace solárních článků a elektromotoru ne. Proto pro účely této práce navrhujeme do stávajícího draku UAV elektromotor, který bude přes baterii pohánět solární energie.



Obrázek 5.1 UAV na VŠB

Koncepce UAV vychází z požadavků, které na něj byly kladeny při zadání. Nosnost byla stanovena na 1 kilogram. Výdrž nesmí být nižší než 15 minut. Podstatná je také variabilita nákladu, který může UAV nést. Dalším cílem bylo dosáhnout vysokou stabilitu modelu a jeho snadnou ovladatelnost. Koncepce modelu je navržena tak, aby umožnila jeho snadné a rychlé rozložení na jednotlivé části. Křídla jsou proto dělená a spojena duralovou trubkou. Trup je tvořen trupovou gondolou v přední části a odnímatelným nosníkem ocasních ploch tvořeným uhlíkovou trubkou. Ocasní plochy jsou řešeny jako motýlkové. Takto konstrukce umožňuje jednodušší transport a skladování modelu.



Obrázek 5.2 UAV na VŠB

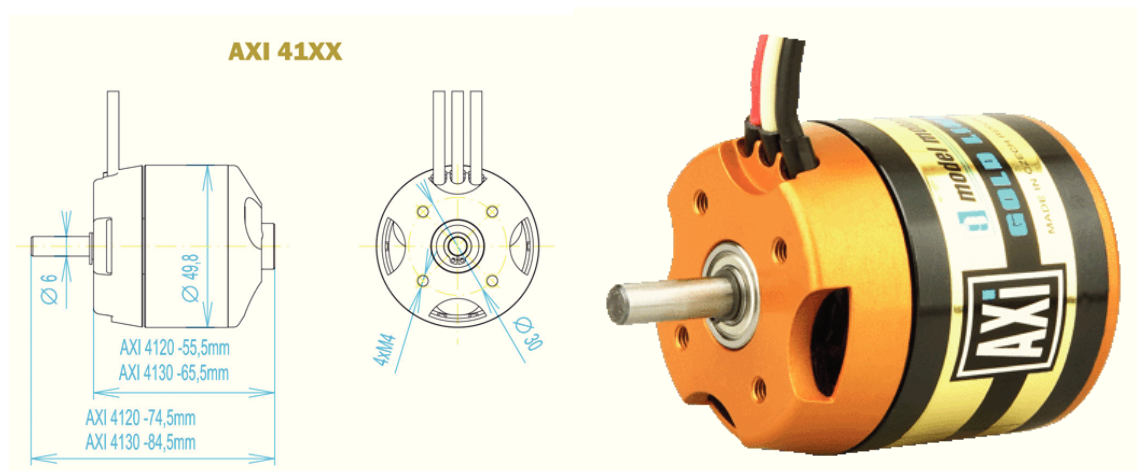
Základní charakteristiky modelu	
Délka	1414 mm
Rozpětí	2000 mm
Plocha křídla	0,66 m ²
Hmotnost	3,5 kg
Hmotnost s užitečným zatížením	4,5 kg
Výkon motoru	1,68 kW
Vrtule	13x6

Tabulka 5.4

Ze vztahu (4.9) lze pomocí parametrů součinitele vztlaku a odporu vypočítat výkon potřebný pro vodorovný let tohoto UAV.

Pro návrh pohonu UAV byl vybrán motor firmy AXI. Tato firma je přední výrobce střídavých motorů pro modely. Při výběru motoru jsme uvažovali hmotnost modelu s užitečným zatížením, tedy 4500g

Jako nejlepší se jeví model AXI 4130/16 GOLD LINE. Jedná se o střídavý elektromotor s otočným pláštěm a neodymovými magnety s širokým spektrem použití je vhodný pro pohon velkých modelů větroňů o hmotnosti do 6000 g, motorových a akrobatických modelů do hmotnosti 4500 g. Motor je díky vysokému točivému momentu vhodný pro přímý pohon velkých vrtulí bez nutnosti použít převodovku, což zajišťuje velmi dobrou účinnost a hmotnost celého pohonu. Uložení hřídele ve třech kuličkových ložiskách zajišťuje motoru výbornou mechanickou odolnost. Motor je také díky novému uložení magnetů kratší, lehčí a mechanicky stabilnější.



Obrázek 5.3 Motor AXI

Technické údaje	
Počet článků baterie	16 – 24 (5 - 8 Li-Pol)
Otáčky/Volt	385 RMP/V
Max. účinnost	88%
Proud při max. účinnosti	18 - 40 A (>84%)
Proud na prázdko / 10	V1,3 A
Max. zatížitelnost	60 A/60 s
Vnitřní odpor	Ri63 ohm
Rozměry (průměr x délka)	49,8x65,5 mm
Průměr hřídele	6 mm
Váha motoru vč. kabelů	409 g

Tabulka 5.5

Při instalaci tohoto motoru využijeme vrtule Aer CAM Carbon s rozměry 13x11. Jako zásobník energie využijeme 6 Li-Pol baterií K 1500 SHD 20C. Při této konfiguraci výrobce motoru uvádí otáčky 7900 RPM. Efektivita pohonné jednotky je 87%. To při výkonu 512 W představuje příkon 589 W. Pro napájení servomotorů a případného užitečného zatížení připočítáme 10W. To znamená celkový příkon 599W.

Pro výpočet potřebných ploch solárních panelů použijeme vzorec (4.17). Při výpočtu uvažujeme účinnost solárních článků 17%, ideální počasí a konstantní úhel dopadu paprsků 0°.

$$A_{SC} = \frac{\pi}{2\eta_{SC} \eta_{MPPT} \eta_{uh} \eta_{poc} I_{max} \cos\gamma} P_{elec}$$

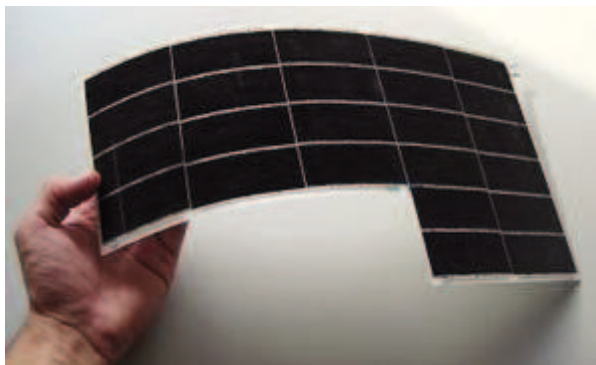
$$A_{SC} = \frac{\pi}{2 * 0,17 * 0,95 * 0,90 * 1 * 1000 * 1} * 599$$

$$A_{SC} = 6,473 \text{ m}^2$$

Výsledek 6,473 m² je v porovnání skutečné plochy křidel 10x větší než je skutečná plocha křídla UAV, která je 0,6 m².

Pro výpočet energie, kterou můžeme získat ze solárního panelu umístěného na křídle uvažovaného UAV využijeme vzorec (4.17). Budeme uvažovat solární články RWE-S-32. Jsou to křemíkové články vyrobené společností RWE, které mají účinnost 16,9% a hmotnost 320 g/m² při tloušťce 130 um. I přes svou vysokou křehkost, jsou mírně pružné a představují

vynikající kompromis mezi vysoce flexibilními buňkami, které mají o několik procent horší účinnost a velmi efektivní vícevrstevnými buňkami, které jsou daleko těžší a lze je ohýbat. Při ploše křídla 0,6 m² může být pokryto 216 těmito buňkami. A to vždy v konfiguraci 36 v řadě, 2x paralelně. To dává napětí kolem 19V na proud, který dosahuje maximálně 1,6 A.



Obrázek 5.4 Solární články

Pro jejich integraci na křídle je možno použít zapouzdření pomocí laminátu v kombinaci se skelnými vlákny. Obrázek 5.4 ukazuje 40 cm vzorku těchto modulů. Buňky pokrývají povrch 0,51 m², který se zvyšuje na 0,58 m², vzhledem k povrchu panelů, který obsahuje mezery mezi buňkami. Tato poslední hodnota představuje 87% plochy křídla. Pokud jde o váhu, zapouzdření přidává asi 90% dodatečné hmotnosti, která zahrnuje nejen fólie, ale i všechny elektrické přípojky. Celková hmotnost solárních modulů je 315 g.

$$E_{elec} = \frac{I_{max} T_{den}}{\pi/2} A_{SC} \eta_{sc} \eta_{MPPT} \eta_{poc} \eta_{uh} \cos \gamma$$

$$E_{elec} = \frac{1000 * 1}{\pi/2} 0,51 * 0,17 * 0,95 * 1 * 0,90 * 1$$

$$E_{elec} = 47 \text{ W/h}$$

Hodnota 47 W je 7,84% z celkového potřebného příkonu, který potřebuje pohonná jednotka, servomotory a užitečné zatížení. To znamená, že instalací fotovoltaického panelu na povrch křídla UAV dokážeme prodloužit délku mise o 7,84%.

Účelem této práce není navrhnout konstrukci UAV, proto při konverzi z benzínového na elektrický motor nebudeme brát v úvahu změnu těžiště výše zmíněného modelu díky změně

váhového rozložení. Váha celého modelu se díky instalaci elektrotonu a solárních článků téměř nezmění. Stávající motor s palivem potřebným pro let má hmotnost 1200 g. Při návrhu použijeme elektromotor firmy AXI 4130/16 GOLD LINE s hmotností 409 g. Baterie potřebná pro let se skládá s 6 Li-Pol baterii K 1500 SHD 20C s váhou dohromady 220 g a hmotnost solárních panelu o velikosti 0,6 metru s převodníkem MPPT je 600g. To dohromady dává váhu 1229g.

6 Závěr

Jak předeslal úvod je tato práce zaměřená na návrh elektropohonu UAV poháněného fotovoltaickým zdrojem. V první části práce seznamuje čtenáře s historií a vývojem UAV na solární pohon. Dále posuzuje možnosti solární energie a elektropohonů použitelných v provozu UAV. Následně pak na základě energetické bilance navrhuje elektropohony a zdroje solární energie pro bezpilotní prostředky.

Jako názorný příklad je v práci popsán UAV, který je na Ústavu civilního letectví. Navrhuje na něj umístit solární panely. Výsledkem je prodloužení doby letu tohoto UAV díky solární energii o 7,81%.

Práce dokazuje, že využití fotovoltaiky je u bezpilotních létajících prostředků proveditelná, i když přináší určité problémy. Jako zásadní problém se jeví nedostatečné množství energie, které jsou solární články schopné vyprodukovat. Při provozu s výkonnějšími pohonnými jednotkami je prozatím využití solární energie pouze jako doplňkový zdroj energie, který dokáže prodloužit délku mise UAV o řády procent. UAV, které využívají solární energii, prozatím zůstávají jen jako prototypy s velice křehkou konstrukcí, které fungují jen v omezené části země s vhodnými klimatickými podmínkami bez většího komerčního využití. U bezpilotních prostředků, provozovaných v našich zeměpisných výškách, které dokáží nést užitečné zatížení, může být solární energie doplňkovým zdrojem. Vývoj však stále pokračuje s cílem umožnit UAV dosáhnou nepřetržitého letu i za ztížených podmínek a s možností vést užitečné zatížení.

Hodnocení cílů

Cílem práce bylo navrhnout elektropohon UAV napájený solární energií. Pro tento cíl práce nejprve popisuje historii solárního letu. V další části práce líčí možnosti fotovoltaických zdrojů a pohonů pro bezpilotní létající prostředky. Na základě výpočtů energetické a hmotnostní bilance práce navrhuje matematický model pro výpočet velikosti solárních panelů, který je potřebný pro vodorovný let.

Díky předchozím bodům potom navrhuje elektropohon a solární zdroj pro provoz UAV a to na příkladu UAV, které původně nebylo určeno pro provoz s elektrickým motorem. Z výpočtů pak dochází k závěru, že plocha, na kterou lze připevnit solární panely, je 10x menší než je potřeba pro ustálený vodorovný let. Z práce vyplývá, že účinnost solárních zdrojů zatím není dostatečná pro provoz UAV, které mají malou plochu křídel. Zatím co v provozu UAV, které jsou konstruované jako kluzáky, se již solární energie dá využít jako hlavní zdroj pro pohon.

Zdroje

- [1] <http://www.czrea.org/cs/druhy-oze/fotovoltaika> (25.12. 2010)
- [2] <http://www.solartec.cz/cs/fv-systemy/o-fotovoltaice/fotovoltaika.html> (25.3.2011)
- [3] SCHWARZ, D. *Využití bezpilotních létajících prostředků pro telemetrické účely – telemetrický systém*. [s.l.], 2010. 88 s. Diplomová práce. VŠB-TU Ostrava. Vedoucí práce Ing. František Martinec, CSc.
- [4] KLIMÁNEK, B. *Využití bezpilotních létajících prostředků pro telemetrické účely – návrh letadla*. [s.l.], 2010. 85 s. Diplomová práce. VŠB-TU Ostrava. Vedoucí práce Ing. Lubor Sobek, Ph.D.
- [5] *The Evolution and Application of Mini UAV System* [online]. 2009-10-12 [cit. 2010-05-01]. Dostupné z WWW: <<http://www.scribd.com/doc/27686341/The-Evolution-and-Application-of-UAV-Mini-UAS>>.
- [6] *History of UAVs* [online]. 2009 [cit. 2010-03-05]. Dostupné z WWW: <<http://www.uavm.com/uavindustry/historicalbackground.html>>.
- [7] VISINGR, L. Bepilovní vzdušné prostředky. *ATM*. 2006, 10, Dostupný také z WWW: <lvisingr.cz/web.org/stazeni/atm/uav.rtf>.
- [8] A. J. Colozza. Effect of Power System Technology and Mission Requirements on High Altitude Long Endurance Aircraft. Technical report, NASA CR 194455, Sverdrup Technology Incorporated, NASA Lewis Group, Brook Park, Ohio, November 1993.
- [9] D. W. Hall and S. A. Hall. Structural Sizing of a Solar Powered Aircraft. Technical report, NASA CR 172313.
- [10] F. G. Irving and D. Morgan. The Feasibility of an Aircraft Propelled by Solar Energy. In *Proc. of the 2nd International Symposium on the Technology and Science of Low Speed and Motorless Flight, AIAA-1974- 1042*, Cambridge, Massachusetts, September 11-13 1974.
- [11] M. D. Bailey and M. V. Bower. High-Altitude Solar Power Platform. Technical report, NASA-TM-103578, George C. Marshall Space Flight Center Huntsville, AL, USA, April 1992.
- [12] B. W. McCormick. *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*. John Wiley, New-York, 1995.
- [13] C. Roberts, M. Vaughan, and W. J. Bowman. Development of a Solar Powered Micro Air Vehicle. In *Proc. of the 40th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2002-0703*, Reno, Nevada, USA, January 2002.

- [14] G. Romeo, G. Frulla, E. Cestino, and G. Corsino. Heliplat : Design, Aerodynamic, Structural Analysis of Long-Endurance Solar-Powered Stratospheric Platform. *Journal of Aircraft*, 41(6):1505–1520, November 2004.
- [15] W. Stender. *Sailplane Weight Estimation*. Organisation Scientifique et Technique Internationale du Vol à Voile (OSITIV), 1969.
- [16] W. Shyy, M. Berg, and D. Ljungqvist. Flapping and Flexible Wings for Biological and Micro Air Vehicles. *Progress in Aerospace Sciences*, 35:455–505, July 1999.
- [17] H. Tennekes. *The Simple Science of Flight - From Insects to Jumbo Jets*. MIT Press, Cambridge, Massachusetts, USA, 1992.
- [18] J. W. Youngblood, T. A. Talay, and R. J. Pegg. Design of Long-Endurance Unmanned Airplanes Incorporating Solar and Fuel Cell Propulsion. In *Proc. of the 20th Joint Propulsion Conference, AIAA- 84-1430*, Cincinnati, Ohio, USA, June 1984.
- [19] <http://www.prosolar.net/lexikon.php> (3.3.2011)
- [20] http://www.kolmanl.info/index.php?show=AKU_LIPOL (1. 4. 2011)
- [21] <http://www.modell-shop.cz/stranka/Li-pol---zasady-pouz/7> (1. 2. 2011)
- [22] <http://www.vpo.cz/solarni-systemy--367.html> (1. 4. 2011)
- [23] <http://www.modely-rc.cz/elektromotory-pro-rc-modely/> (1. 3. 2011)
- [24] <http://www.battex.info/elektrochemicke-zdroje-proudu-obecne/definice> (1. 4. 2011)
- [25] <http://www.modelmotors.cz/cz/index.php?page=1> (6. 4. 2011)